

UNIVERSIDAD CARLOS III DE MADRID

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR

ESTUDIO NUMÉRICO DE LA INFLUENCIA DE LA  
GEOMETRÍA DEL IMPACTADOR EN LOS EFECTOS  
CAUSADOS POR EL GOLPE HIDRODINÁMICO EN  
CONTENEDORES LLENOS DE FLUIDO

---

TRABAJO FIN DE GRADO

Autor: Roberto Molina Río

Tutor: David Varas Doval

Titulación: Grado de Ingeniería Mecánica

Fecha: Septiembre, 2014





## **AGRADECIMIENTOS:**

En primer lugar, quiero expresar mi agradecimiento al Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras, por darme la oportunidad de llevar a cabo este proyecto, agradecer también a todos los que han sido mis profesores, y en especial, a David Varas Doval, mi tutor en la escuela. Gracias por ayudarme en todo momento, por su dedicación y por sus consejos.

Les doy las gracias a todos mis amigos. A Jorge Berlana, Silvia Marcos y Natalia Sánchez, por ser además de amigos siempre atentos, dispuestos a ayudarme, ser mis inseparables compañeros de fatigas en este viaje.

Y como no, le estaré eternamente agradecido a toda mi familia, especialmente a mis padres y a mi hermano, por su apoyo incondicional durante todos estos años. Gracias de verdad, porque habéis sido capaces de contagiarme con vuestra ilusión y hacerme seguir avanzando siempre, aún en los momentos más difíciles, que han sido unos cuantos.

## **RESUMEN:**

Los tanques de combustible son un elemento imprescindible hoy en día en muchos de los medios de transporte convencional. Nosotros nos centramos en el tanque como elemento estructural dentro de una aeronave.

Como todo transporte, las aeronaves, debido a la gran cantidad de vidas humanas que van a bordo, hay que tener el más alto grado de seguridad de que no vaya a surgir ningún error, y en el caso de que surja por algún motivo fuera del alcance humano, hay que tener respuesta y soluciones para ello.

En este trabajo se estudiará una de esas posibles causas de fallo, como es el impacto de algún elemento que venga del exterior, sobre alguna parte del ala de la aeronave, ya que en su interior van alojados gran parte de los tanques de combustible.

Lo que realmente analizaremos detalladamente, es el efecto del golpe hidrodinámico, mediante el uso de un programa de ordenador de simulaciones numéricas. Veremos principalmente cómo afecta tanto la geometría del objeto que impacta como su velocidad.

Así pues podremos concluir que clase de impactos son más peligrosos y dañinos para la estructura, e intentaremos que mediante la realización de estas simulaciones se pueda mejorar el diseño de dichos tanques, y la disminución de costosos ensayos experimentales.

## **ABSTRACT:**

Fuel tanks are a essential part today in any conventional transport. We focus on the tank as a structural element of an aircraft.

Like all transport aircraft due to the large number of lives that go on board must have the highest degree of assurance that no error arises, and if for any reason arising out of human reach, keep response and solutions for it.

In this work one of these possible causes of failure will be studied, as is the impact of some element coming from the outside, on one of the wing of the aircraft, as are housed inside most of the fuel tanks.

What we will really analyze in detail is the effect of the Hydrodynamic Ram phenomenom, using a computer program for numerical simulations. We'll see how it affects mainly the geometry of the object and its speed.

So we can conclude what kind of impacts are more dangerous and harmful to the structure, and we will try that by performing these simulations can improve the design of such tank, and decreasing expensive experimental trials.

## ÍNDICE DEL PROYECTO

### **Capítulo 1: Motivación y objeto del proyecto**

- |     |                           |         |
|-----|---------------------------|---------|
| 1.1 | Introducción y motivación | Pág. 12 |
| 1.2 | Objeto del proyecto       | Pág. 15 |

### **Capítulo 2: Conceptos y antecedentes**

- |       |   |         |
|-------|---|---------|
| 2.1   | Conceptos                               | Pág. 17 |
| 2.1.1 | Sistema de depósitos de combustible     | Pág. 17 |
| 2.1.2 | Estructura del ala                      | Pág. 18 |
| 2.2   | Golpe Hidrodinámico                     | Pág. 22 |
| 2.3   | Antecedentes                            | Pág. 24 |
| 2.4   | Estudios numéricos                      | Pág. 28 |
| 2.5   | Método Lagrangiano Euleriano Arbitrario | Pág. 31 |

### **Capítulo 3: Modelo numérico**

- |       |                                     |         |
|-------|-------------------------------------|---------|
| 3.1   | Modelo numérico                     | Pág. 35 |
| 3.2   | Modelizado propio                   | Pág. 36 |
| 3.2.1 | El tanque                           | Pág. 39 |
| 3.2.2 | El proyectil                        | Pág. 40 |
| 3.2.3 | Los fluidos                         | Pág. 41 |
| 3.3   | Materiales y propiedades utilizados | Pág. 42 |
| 3.4   | Diferentes casos analizados         | Pág. 45 |

## Capítulo 4: Análisis de resultados

4.1 Introducción	Pág. 49
4.2 Tubo total y parcialmente lleno	Pág. 50
4.2.1 Fases Golpe Hidrodinámico	Pág. 50
4.2.1.1 Etapa de entrada	Pág. 51
4.2.1.2 Etapa de resistencia	Pág. 51
4.2.1.3 Etapa de cavitación	Pág. 52
4.2.1.4 Etapa de salida	Pág. 54
4.2.2 Tensiones	Pág. 55
4.2.3 Velocidad proyectil	Pág. 57
4.2.4 Presión en el fluido	Pág. 60
4.2.5 Desplazamientos de las paredes	Pág. 66
4.2.5.1 Desplazamiento pared de entrada	Pág. 67
4.2.5.2 Desplazamiento pared de salida	Pág. 70
4.2.5.3 Desplazamiento pared lateral	Pág. 75

## Capítulo 5: Conclusiones y trabajos futuros

5.1 Conclusiones	Pág. 79
5.2 Trabajos futuros	Pág. 80

## ÍNDICE DE FIGURAS

Fig 1.1: Porcentajes de impactos según la estructura del avión	Pág. 12
Fig 1.2: F6F Hellcat, impactado por balas enemigas	Pág. 13
Fig 1.3: Avión compañía British Airways rodeado de aves	Pág. 13
Fig 1.4: Turbina impactada por un buitre	Pág. 13
Fig 1.5: Avión golpeado por granizo	Pág. 13
Fig 1.6: Accidente Concorde	Pág. 14
Fig 2.1: Ala de avión	Pág. 18
Fig 2.2: Secciones	Pág. 19
Fig 2.3: Estructura de una costilla	Pág. 20
Fig 2.4: Tanques de combustible en un avión Concorde	Pág. 21
Fig 2.5: Fases Golpe Hidrodinámico	Pág. 22
Fig 2.6: Mallado de un sólido	Pág. 32
Fig 2.7: Nodos compartidos	Pág. 33
Fig 2.8: Mallado Lagrangiano	Pág. 33
Fig 2.9: Mallado Euleriano	Pág. 33
Fig 3.1: Montaje experimental	Pág. 36
Fig 3.2: Posición sensores de presión	Pág. 37
Fig 3.3: Detalle del mallado de la pared de entrada	Pág. 38
Fig 3.4: Modelo completo de simulación	Pág. 38
Fig 3.5: Imagen cuarto de tanque	Pág. 39
Fig 3.6: Mallado en pared de entrada y salida de proyectil	Pág. 40
Fig 3.7: Pared lateral tipo <i>Shell</i> con malla menos refinada	Pág. 40
Fig 3.8: Detalle cuarto de proyectil esférico	Pág. 41
Fig 3.9: Detalle cuarto de proyectil cúbico	Pág. 41
Fig 3.10: Imagen ambos fluidos	Pág. 42
Fig 3.11: Diferentes casos estudiados	Pág. 47
Fig 4.1: Fase de choque proyectil esférico	Pág. 51
Fig 4.2: Fase choque proyectil cúbico	Pág. 51



Fig 4.3: Fase de resistencia	Pág. 52
Fig 4.4: Etapa de cavitación	Pág. 53
Fig 4.5: Anchura aproximada cavidades	Pág. 54
Fig 4.6: Fase de salida	Pág. 55
Fig 4.7: Tensiones	Pág. 56
Fig 4.8: Coeficiente de arrastre	Pág. 59
Fig 4.9: Paredes	Pág. 67
Fig 4.10: Eje desplazamiento pared lateral	Pág. 75

## ÍNDICE DE GRÁFICAS

Gráfica 4.1: Energía cinética proyectil	Pág. 50
Gráfica 4.2: Comparación velocidad esfera referencia	Pág. 58
Gráfica 4.3: Comparación velocidad cubo referencia	Pág. 59
Gráfica 4.4: Presiones cerca zona de impacto esferas	Pág. 60
Gráfica 4.5: Presiones cerca zona de impacto cubos	Pág. 60
Gráfica 4.6: Presiones lejos zona de impacto esferas	Pág. 60
Gráfica 4.7: Presiones lejos zona de impacto cubos	Pág. 60
Gráfica 4.6: Presión cerca esfera y cubo referencia	Pág. 60
Gráfica 4.7: Presión cerca esfera y cubo grandes	Pág. 61
Gráfica 4.8: Presión cerca esfera y cubo pequeños	Pág. 61
Gráfica 4.9: Presión lejos esfera y cubo referencia	Pág. 61
Gráfica 4.10: Presión lejos esfera y cubo grandes	Pág. 62
Gráfica 4.11: Presión lejos esfera y cubo pequeños	Pág. 62
Gráfica 4.12: Llenado parcial presión cerca esfera ref	Pág. 62
Gráfica 4.13: Llenado parcial presión cerca esfera grande	Pág. 63
Gráfica 4.14: Llenado parcial presión cerca esfera pequ	Pág. 63
Gráfica 4.15: Llenado parcial presión lejos esfera ref	Pág. 63
Gráfica 4.16: Llenado parcial presión lejos esfera grande	Pág. 64
Gráfica 4.17: Llenado parcial presión lejos esfera pequ	Pág. 64
Gráfica 4.18: Presión llenado parcial	Pág. 64
Gráfica 4.19: Presión llenado parcial	Pág. 65
Gráfica 4.20: Desplazamiento pared entrada esferas	Pág. 67

Gráfica 4.21: Desplazamientos pared entrada cubos	Pág. 67
Gráfica 4.22: „ „ esfera y cubo referencia	Pág. 67
Gráfica 4.23: „ „ esfera y cubo grandes	Pág. 67
Gráfica 4.24: „ „ esfera y cubo pequeños	Pág. 68
Gráfica 4.25: Desplazamiento pared salida esferas	Pág. 70
Gráfica 4.26: Desplazamiento pared salida cubos	Pág. 70
Gráfica 4.27: „ „ esfera y cubo referencia	Pág. 71
Gráfica 4.28: „ „ esfera y cubo grandes	Pág. 71
Gráfica 4.29: „ „ esfera y cubo pequeños	Pág. 72
Gráfica 4.30: Desplazamiento pared salida	Pág. 72
Gráfica 4.31: Desplazamientos pared lateral esferas	Pág. 75
Gráfica 4.32: Desplazamientos pared lateral cubos	Pág. 76
Gráfica 4.33: „ „ esfera y cubo referencia	Pág. 76
Gráfica 4.34: „ „ esfera y cubo grandes	Pág. 77
Gráfica 4.35: „ „ esfera y cubo pequeños	Pág. 77

# ***CAPÍTULO 1***

## ***Introducción, motivación y objeto***

## 1.1 Introducción y motivación

Los daños provocados en un elemento estructural pueden ser debidos a causas de distinta naturaleza, en este caso, nos centraremos en los posibles impactos que pueda recibir del exterior un tanque que aloja líquido en su interior.

Nosotros lo enfocaremos al sector aeronáutico, donde los impactos de ocurrir, se producirán a unas altas velocidades. Este hecho adquiere mayor relevancia de estudio en el área militar, ya que interesa saber el alcance de los daños sufridos al recibir un proyectil enemigo. Aunque a nivel de aviación civil, también tiene mucha importancia ya que nos podemos encontrar condiciones climatológicas adversas, como hielo y granizo, o asimismo, choques fortuitos de elementos exteriores, como aves, o partes desprendidas del mismo avión en maniobras delicadas como son el despegue y aterrizaje. Y verse así sometidas partes del avión tipo fuselaje, estabilizadores y alas a estas cargas impulsivas; y en consecuencia los tanques de combustible se verán sometidos a dichos impactos, ya que se encuentran situados en algunas de las partes mencionadas anteriormente.



Figura 1.1: Porcentajes de impactos según la estructura del avión  
([http://es.wikipedia.org/wiki/Control\\_del\\_peligro\\_aviaro\\_y\\_fauna](http://es.wikipedia.org/wiki/Control_del_peligro_aviaro_y_fauna))



**Fig 1.2: F6F Hellcat, impactado por balas enemigas**

(<http://www.militar.org.ua/militar/aviacion>)



**Fig 1.3 Avión compañía British Airways rodeado de aves**

([www.aviaciondigitalglobal.com](http://www.aviaciondigitalglobal.com))



**Fig 1.4 Turbina impactada por un buitre**  
(<http://elpais.com/diario/2007/02/27/> )



**Fig 1.5 Avión golpeado por granizo**  
(<http://m.forocoches.com/foro/showthread>)

Los impactos sobre tanques de combustible son considerados de particular importancia a lo que vulnerabilidad de las aeronaves se refiere, ya que dichos tanques ocupan una gran parte de las alas. Además, cuando un objeto impacta y penetra en un tanque con fluido en su interior, transfiere parte de su energía cinética al fluido y, a través de éste, a las paredes del tanque, de tal modo que la interacción entre el fluido y la estructura causan un gran daño estructural, provocando el fallo catastrófico de dicho tanque y de otros elementos contiguos a éste.

A este efecto se le denomina Golpe Hidrodinámico (Hydrodynamic Ram o HRAM). Igualmente como consecuencia de la salida del combustible por el orificio de impacto y de inflamabilidad del mismo el fenómeno puede desembocar en una explosión que daría lugar a la caída de la aeronave.

Un ejemplo muy reciente y desgraciado este año, es el derribo de el Boeing-777, que cubría la ruta de Amsterdam a Kuala Lumpur, se estrelló en la

región de Donetsk, al este de Ucrania. El avión malasio fue derribado por un misil tierra-aire, según ha confirmado el servicio de Inteligencia de EEUU, se trataría de un misil BUK, que lleva un seguimiento por radar y realiza la neutralización del objetivo generalmente por aproximación. Es decir, el misil estalla junto a él y lo destruye. Ucrania y Rusia se cruzan reproches y ataques sobre su autoría. Pero lo único cierto y triste es la muerte de sus 298 pasajeros.

Otros ejemplos anteriores de sucesos importantes relacionados con impactos, donde se empezó a querer observar la influencia del golpe hidrodinámico, han sido la guerra de Vietnam, donde armas de pequeño calibre infligían daños significativos a las aeronaves cuando volaban a baja altura. Y posteriormente en el ataque de EEUU a Irak, donde los americanos advirtieron estadísticamente que el golpe hidrodinámico era el efecto más letal en la pérdida de aviones que habían sufrido.

Fuera del ámbito bélico, también nos encontramos casos en el sector espacial y comercial, como la NASA, que desarrolló problemas cuando partículas a hipervelocidad impactaban contra los tanques de oxígeno líquido, a lo que respondieron poniendo un tipo de paragolpes metálico, que lo que hacía era fragmentar esos elementos en finísimas partículas ligeras, con lo que era más fácil soportar su carga distribuida en la superficie[1].

Asimismo, en la aviación civil, uno de los casos más sonados, fue el accidente que sufrió un avión Concorde, ocurrido en el año 2000, donde instantes después de despegar del Aeropuerto Charles de Gaulle en París, estalló en llamas un tanque de combustible, debido a un impacto sufrido en dicho tanque, ocasionando la deformación de éste, que unido a las fuertes ondas de presión formadas y otros impactos menores, dio como resultado el fallo catastrófico del mencionado tanque[2].

Fig 1.6: Accidente Concorde(<http://news.bbcimg.co.uk/media/images>)



## 1.2 Objeto del proyecto

El objeto del proyecto es, una vez ya habiendo sido analizado en trabajos anteriores, el efecto de golpe hidrodinámico en tanques de aluminio que alojaban fluido en su interior, y fueron sometidos a impactos a alta velocidad, ver cómo afecta específicamente la forma y la velocidad del objeto que impacta, observando qué factor resulta más significativo a la hora de causar daños en la estructura.

Concretamente hemos estudiado 2 tipos de forma de proyectil, esférica y cúbica, impactando con la misma energía sobre el mismo punto.

En este trabajo sólo ha sido utilizada metodología numérica, pero hemos tomado como referencia otros modelos que ya habían sido validados numéricamente en trabajos anteriores a este.

Para este proyecto hemos necesitado llevar a cabo los siguientes pasos:

1. Lectura y comprensión de documentación relacionada con el problema de golpe hidrodinámico al cual queríamos someter a estudio.
2. Puesta en marcha y desarrollo de los distintos modelos a estudiar, mediante el programa de modelización numérica LS-DYNA.
3. Lanzamiento y simulación de los modelos realizados.
4. Por último, examinar y analizar críticamente los resultados obtenidos en las diferentes simulaciones.

# ***CAPÍTULO 2***

## ***Conceptos y antecedentes***



## **2.1 Conceptos**

A continuación vamos a definir algunos conceptos sobre los elementos y partes del avión que serán de nuestro interés para la realización de este proyecto.

### **2.1.1 Sistema de depósitos de combustible**

Cualquier tipo de aeronave necesita de unos depósitos donde llevar alojada la carga de combustible que le de la autonomía para llegar a su destino.

Dentro de los tipos de tanques de combustible encontramos, depósitos rígidos, depósitos flexibles, depósitos exteriores y depósitos integrados, los cuales, estos últimos serán los que nos interesen para nuestro proyecto, debido a que se sitúan principalmente en el interior de las alas, lo que hace que estén notablemente expuestos a los impactos que estamos estudiando.

El resto de tanques tienen sus ventajas, pero por lo general hacen que la nave sea más pesada y no tan ligera como cuando es usado el tanque integrado, por lo que este tipo de tanque, es normalmente usado por esta característica para aviación militar, debido a la gran importancia del peso en este campo. Aunque en el área comercial su utilización también sigue presente como en los casos del Airbus 380 y el Boeing 747.

Vamos a ver en detalle como es la estructura de un ala para entender cómo va alojado el combustible en este lugar.

## 2.1.2 Estructura del ala

Las partes más importantes de la geometría de un ala las podemos dividir en:

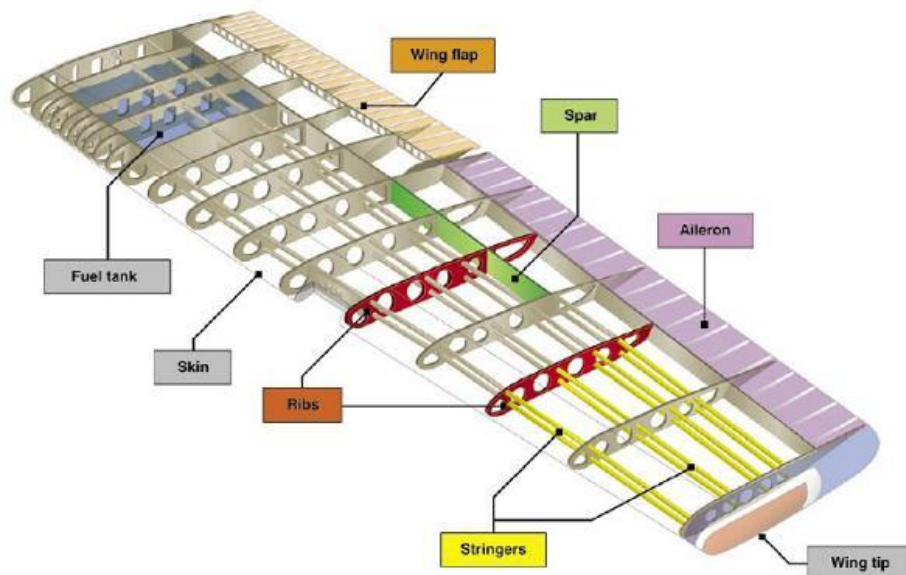


Fig2.1 ala de avión  
<http://tecnoblogueando.blogspot.com/>

- **Largueros.** Viga que se extiende a lo largo del ala. Es el componente principal de soporte de la estructura. Soporta los esfuerzos de flexión y torsión. Las fuerzas que soporta el ala varían a lo largo de la envergadura, por lo cual los largueros pueden ser de sección variable a lo largo de ésta, con lo se consigue disminuir el peso estructural.

Forma de la sección transversal del larguero: Depende de la forma del perfil, su altura, la resistencia exigida y el material empleado.

- **Sección rectangular:** Es macizo, económico y sencillo.
- **Sección I:** Posee una platabanda inferior y superior unidas mediante el alma.
- **Sección canal:** Soporta mejor los esfuerzos que el rectangular, sin embargo es inestable bajo cargas de corte. Se lo utiliza solo como larguero auxiliar.
- **Sección doble T:** Tiene buena resistencia a la flexión y es liviano.

- **Sección I compuesta:** Tiene la platabanda inferior y superior del mismo material, mientras que el alma es de diferente material y se fija a las platabandas mediante remachado.

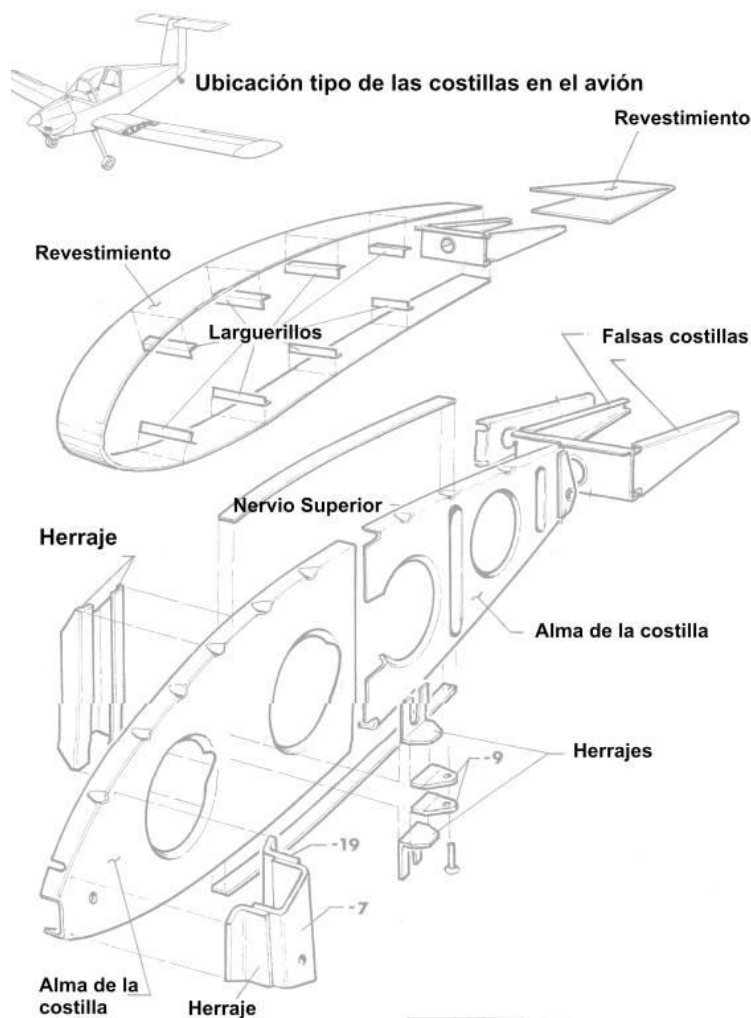


Fig 2.2  
Secciones

- **Costillas.** Miembro delantero y posterior de la estructura del ala, da forma al perfil y transmite la carga del revestimiento a los largueros, estando unido a ellos perpendicularmente. Entre sus funciones se encuentran mantener la forma del perfil, transmitir las fuerzas aerodinámicas a los largueros, distribuir las cargas a los largueros, estabilizar el ala contra las tensiones, cerrar las celdas, mantener la separación de los largueros, proporcionar puntos de unión a otros componentes (tren de aterrizaje), formar barreras de contención en los tanques de combustible. Según la función que realizan se puede establecer la siguiente clasificación.

- *Costillas de compresión.* Unen los largueros entre sí. Transmiten y distribuyen equitativamente los esfuerzos en los largueros. Se colocan donde se producen esfuerzos locales. No siempre se disponen perpendicularmente, pueden colocarse en diagonal.
- *Costillas maestras.* Mantienen distanciados los largueros y dan rigidez a los elementos.
- *Costillas comunes.* No son tan fuertes. Su tarea es la de mantener la forma del perfil y transmitir las fuerzas interiores a los largueros, distribuyéndolas en varias partes de ellos.

- *Falsas costillas*. Solo sirven para mantener la forma del revestimiento, y se ubican entre el larguero y el borde de ataque o fuga.



**Fig 2.3: Estructura de una costilla**

(<http://www.oni.escuelas.edu.ar/>)

- **Revestimiento.** Su misión es la de dar y mantener la forma aerodinámica del ala, pudiendo contribuir también en su resistencia estructural. Dependiendo de la resistencia aportada a la estructura se distingue el revestimiento pasivo o no resistente (tela) y revestimiento activo o resistente (metálico). Este último contribuye a soportar esfuerzos de

tracción, compresión, flexión, torsión y cortante. El revestimiento se fija sobre la estructura del ala mediante remaches. Estos deben ser de cabeza hundida para ofrecer la mínima resistencia al avance.

- **Herrajes.** Son componentes de metal empleados para unir determinadas secciones del ala. De su cálculo depende buena parte de la resistencia estructural del ala. Resisten esfuerzos, vibraciones y deflexiones.
- **Larguerillos.** Son componentes secundarios en forma de pequeñas vigas que se encuentran de manera longitudinal a través de las alas a lo largo de las mismas, y que transmiten la carga soportada por el recubrimiento a las costillas del ala.

*Ejemplo de distribución de los tanques de combustible en un avión Concorde:*

**Configuration Manager**  
Aircraft Setup for Concorde SSTSIM

Select one of the options below to configure the aircraft for your flight. You may then change the fuel load for each tank. Save your settings before Exit.

Tank	Fuel (kg)	Fuel (%)
Tank 9	11069	98.6
Tank 10	11906	98.6
Tank 5A	2219	98.6
Tank 7A	2219	98.6
Tank 5 & 6	18749	98.5
Tank 7 & 8	20204	98.6
Tank 1	4192	98.7
Tank 4	4192	98.7
Tank 2	4561	98.5
Tank 3	4561	98.5
Tank 11	7373	70.0

Passengers: 80  
Cargo: 2,350 kgs / 5,180 lbs  
Zero Fuel Weight: 87,357 kgs / 192,589 lbs  
Total Fuel: 91,245 kgs / 201,161 lbs  
Gross Weight: 178,602 kgs / 393,750 lbs  
ZFW: 87.4 tonnes ZFCG: 52.47%

Buttons: FULL LOAD, DEFAULT, LOW LOAD, TRAINING, BARBADOS, WORLD TOUR, SAVE, DATA SAVED, EXIT

Takeoff Calculator >>

Fig 2.4: (<http://www.flight1.com/images/sstsim/load.jpg>)

## 2.2 Golpe hidrodinámico

En la industria aeronáutica siempre ha interesado saber las posibles repercusiones de los impactos en los tanques de combustible, más expresamente en las alas que se tratan de los elementos con mayor superficie expuesta a impactos. El efecto que nosotros estamos estudiando, es el llamado Golpe Hidrodinámico.

Cuando un elemento u objeto golpea un tanque en el cual hay fluido en su interior y lo penetra, dicho elemento va perdiendo velocidad a medida que va transmitiendo parte de su energía al líquido, esta energía genera una presión sobre las paredes del tanque, que en consecuencia provoca la deformación de las mismas y por consiguiente daños estructurales.

Otro problema adicional es la pérdida de combustible por el orificio originado, con la correspondiente posibilidad de riesgo de incendio.

Las fases del Golpe Hidrodinámico son:

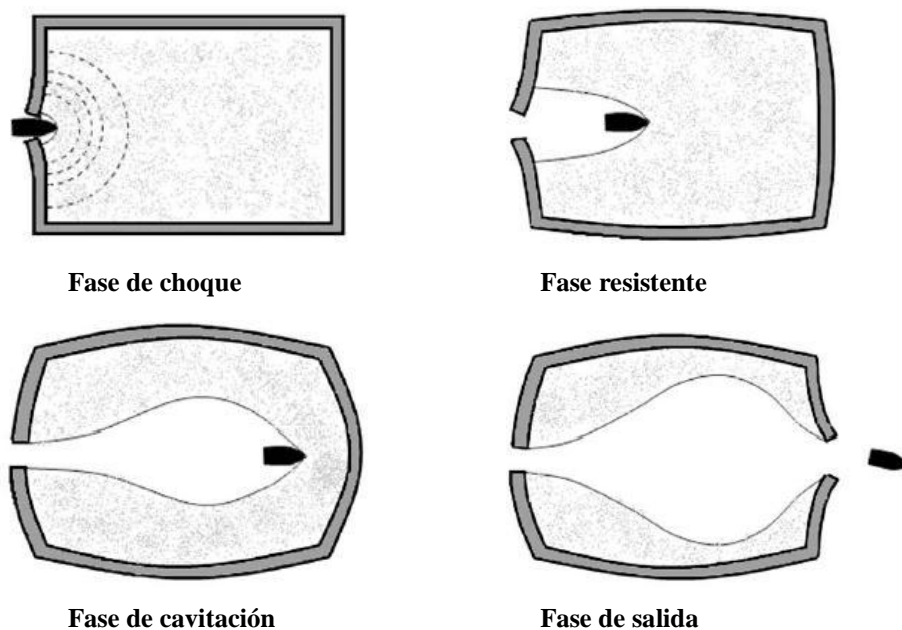


Fig 2.5

- **Fase de choque.** Fase en la que el proyectil perfora la pared del tanque y tiene el primer contacto con el fluido que se encuentra en el interior, generando así una onda de presión cuyo centro es el punto de impacto. Este pulso de presión es muy intenso pero breve, causando la mayor parte de daño en la pared de entrada.
- **Fase resistente.** En esta fase el proyectil va perdiendo velocidad ya que va transfiriendo energía al fluido. Esta energía es la que hace que se genere un campo de presión que se transmite a las paredes. Al contrario de la fase anterior la aceleración es gradual, esto hace que los picos de presión sean menores pero duren más en el tiempo. Los daños estructurales en esta etapa también son considerables.
- **Fase de cavitación.** Esta fase se produce de forma simultánea con la resistente, ya que el proyectil a su paso a gran velocidad va dejando una cavidad detrás suya. Aquí surgen una serie de colapsos y expansiones de la cavidad que pueden repetirse en varias ocasiones, produciendo pulsos de presión importantes.
- **Fase de salida.** Esta fase ocurre cuando el proyectil ya ha atravesado todo el recipiente y llega a perforar la pared de salida, no obstante, esta pared, a diferencia de la de entrada, ya está sometida a cierta tensión, pretensionada, debido al movimiento del fluido causado por el impacto. Esta precarga sumada a la tensión producida por el proyectil en la pared de salida, hace que aparezcan notables fisuras en forma radial, causando así también el derrame del fluido por los orificios como consecuencia de todas estas fases.



## 2.3 Antecedentes

Ahora nos disponemos a ver algunos de los ensayos experimentales y analíticos que han tenido lugar a lo largo de este tiempo, donde al principio casi todo el papel protagonista recaía sobre la industria militar, pero desde los años 90 el sector aeronáutico en general puso sus ojos sobre este fenómeno.

Empezamos nuestro recorrido en California, EEUU, donde en el centro del grupo Naval Weapons Center (NWC), realizaron un ensayo con diferentes tipos de proyectiles lanzados contra un tanque cúbico, para luego medir distintos puntos de presión en el fluido. Una de las conclusiones más importantes que sacaron de dicho experimento fue que el giro del proyectil dentro del fluido era un factor determinante aumentando la presión notablemente en comparación con un caso sin giro. Tanto este ensayo, como sus resultados, se pueden encontrar recogidos en el trabajo realizado por Lundstrom y Stull[3].

En ese momento, en California también, el Naval Postgraduate School (NPS), estaba trabajando en otro estudio para complementar el realizado en el NWC, utilizando unos tanques similares pero con más rigidez, y una estructura que permitía cambiar los paneles impactados tanto de entrada como de salida, estudiando así las presiones y deformaciones que se obtenían en estas paredes. Los resultados se pueden observar en la referencia[4].

Asimismo, el Instituto de Investigación de la Universidad de Dayton, Bless et al, realizó otras investigaciones y ensayos utilizando un tanque de combustible réplica de uno de un avión de combate, y como anteriormente mencionamos tenía una estructura para poder ir acoplando diferentes paneles a ensayar. En este caso se probaron dos diferentes tipos de aluminio, y



también algunos paneles fueron respaldados con espuma balística. Se observaron datos relacionados con el desplazamiento de las paredes laterales y la pared de entrada, viendo que un aluminio aguantaba mejor que otro, posiblemente debido a su mayor tenacidad, y que la espuma balística actuaba bien mitigando el impacto en la pared de entrada, pero no surgía mucho efecto atenuando el efecto del Golpe Hidrodinámico en la pared de salida.[5]

Otro trabajo de Bless, trató de ver qué tipo de fallo y en qué lugar del tanque se producía. Para ello utilizó tanques de aluminio y de carbono-epoxi, con algunos de los paneles protegidos por espuma balística o rigidizadores, y los impactaba con proyectiles en forma de esfera y cubo. Luego observaba como se propagaban las fisuras por los distintos paneles. Estos resultados se encuentran recogidos en la referencia [6].

Al inicio de los 80, Copland [7] hizo un estudio sobre unos tanques cilíndricos metálicos, algunos protegidos con espuma balística y otros con un material denominado *Explosafe*, que consiste en pequeñas láminas de aluminio unidas entre sí en una malla, donde los tanques eran impactados con proyectiles perforantes AP. Como resultado se observó que los tanques con material *Explosafe*, agravaban el efecto del Golpe Hidrodinámico al arrastrar el proyectil parte de la malla y en consecuencia haber una mayor interacción entre proyectil y fluido.

A los pocos años, finales de los 80, la OTAN, a través de la agencia AGARD (Advisory Group for Aerospace Research and Development) [8], realizó un trabajo donde se estudiaron tanques de aluminio y carbón-epoxi, protegidos con rigidizadores, que fueron impactados con proyectiles esféricos y cúbicos, como en algunos experimentos anteriores, pero en este caso el objeto de estudio se trataba de la influencia de la forma como en otros casos, pero también la influencia del ángulo de impacto y el tipo de

unión entre panel y rigidizador. Observándose y comparándose que los daños estructurales más importantes en la pared de salida se recogían en la zona próxima al impacto del fragmento, mientras que la pared de entrada estaba afectada en las proximidades del orificio y además en las uniones de los paneles con los rigidizadores.

También quedó reflejado que el ángulo de impacto incrementaba los efectos del Golpe Hidrodinámico, debido muy posiblemente al ángulo de cabeceo del proyectil al introducirse dentro del fluido.

En el año 89, Lundstrom y Anderson [9], estudiaron otro caso de impacto en un tanque rectangular de acero con proyectiles explosivos incendiarios, denominados HEI, que primero impactaba sobre la pared, y a los pocos instantes detonaba la carga. Lo que se observó con este ensayo fue que la presión creada en el fluido por la detonación era mucho mayor que la creada por el impacto.

Hasta entonces casi todos los ejemplos que hemos estado viendo, tenían relación con el mundo militar, pero sobre los años 90, a partir del programa de la FAA, empieza a aparecer documentación acerca del tema, de empresas privadas e instituciones públicas, donde se comparan los resultados experimentales con los obtenidos en diferentes simulaciones numéricas.

Pasamos de década, y en el año 2004, a partir de las incógnitas surgidas por el accidente del Concorde en el año 2000, Seddon et al. [10], desarrollan un trabajo donde un tanque rectangular de acero con diferentes volúmenes de fluido, era impactado con proyectiles de Nylon de 2.5 kg de masa, con unas velocidades comprendidas entre 14 m/s y 21 m/s, debido a que el Concorde no iba a mucha velocidad porque todavía iba por pista cuando ocurrió el fatídico accidente, con las paredes atornilladas para poder ir cambiando por diferentes espesores y materiales.

Los resultados de estos ensayos, tanto la aceleración sufrida por las paredes frontal y posterior, como la deformación en el punto de impacto, se compararon con resultados simulados numéricamente, y se observó que la

relación era bastante buena, pero que se debía seguir investigando para comprender mejor la interacción entre fluido y estructura.

Un poco más adelante, en el año 2006, Nishida y Tanaka, desarrollaron un trabajo que consistía en impactar proyectiles de forma esférica con distintos diámetros y velocidades, sobre tubos de aluminio de 1 mm de espesor, 50 mm de diámetro y 250 mm de longitud. Como resultados se obtuvo la deformación cercana al punto de impacto, así como las presiones en diferentes puntos del fluido. También propusieron una fórmula empírica para determinar la energía de impacto que produce perforación de los tubos de aluminio[11].

Más cercano en el tiempo, y más cercano a nuestra universidad Carlos III de Madrid, concretamente en el año 2009, se desarrolló un trabajo por el profesor David Varas et al.[12], consistente en diversos ensayos experimentales con el objeto de estudiar dicho fenómeno del Golpe Hidrodinámico y comparar con una simulación numérica realizada mediante el programa LS-DYNA, que será también la que como veremos más adelante, hemos utilizado nosotros para nuestro trabajo, que se trata de un tubo de aluminio Al6063-T5 de 750 mm de longitud, 150 mm de ancho y 2,5 mm de espesor. Aquí además se tuvieron en cuenta distintos porcentajes de llenado del tanque, que fueron del 100%, 70% y 60%. Con los extremos del tubo empotrados por ventanas de polimetilmetacrilato (PMMA) de 30 mm de espesor.

El tanque fue impactado por proyectiles esféricos de 12.5 mm de diámetro con una masa de 8 g, con unas velocidades de lanzamiento de entre 600 m/s y 900 m/s.

Mediante la utilización de bandas extensiométricas, se pudo medir la presión en el fluido, la deformación de las paredes, así como el desplazamiento sufrido por éstas después del impacto.

Asimismo también se grabó la trayectoria que seguía el proyectil mediante cámaras de alta velocidad.

Se sacaron como conclusiones que el pulso de presión durante el impacto depende de la velocidad de dicho impacto, mientras que la duración de este pulso de presión depende del volumen de fluido que contenga el tubo. La influencia de la fracción de llenado en el pulso de presión, a una determinada velocidad, es más significativa en zonas cercanas al impacto. En la deformación de las paredes del depósito influye el momento normal que transmite el fluido a las paredes, siendo éste superior a velocidades de impacto altas. Cuando el tubo se encuentra parcialmente lleno la deformación de las paredes laterales está muy localizada. Mientras que el porcentaje de llenado influye en la deformación permanente en zonas alejadas del punto de impacto, la velocidad del proyectil tiene repercusiones en zonas cercanas a esta área.

## 2.4 Estudios numéricos

El Golpe Hidrodinámico se ha tratado de modelizar de la manera más exacta posible en estas últimas décadas. Uno de los métodos iniciales que se utilizaron para intentar entender mejor este fenómeno fue la *Teoría del Pistón*, este modelo considera que la presión del fluido ejercida sobre la pared de la estructura es la suma de la presión incidente, que puede considerarse constante, más una presión reflejada, cuyo valor se aproxima mediante una ecuación simplificada de Bernoulli.

El científico Ball utilizó esta *Teoría del Pistón* en dos códigos de análisis estructural, BR-1 [13] y SATANS [14] (Static And Transient Analysis, Non linear, Shells), para simular el Golpe Hidrodinámico. El código SATANS era más sencillo, y en consecuencia más eficiente, pero a cambio de estar limitado a la respuesta en régimen elástico. El código BR-1, se trataba de un

método de elementos finitos más completo, que contemplaba la deformación plástica de los elementos, aunque hacía falta darle como dato la presión incidente en las paredes.

Una vez utilizados estos códigos y comparando los resultados analíticos con los experimentales, se observó que había ciertos errores, achacados posiblemente a que la *Teoría del Pistón* no tiene en cuenta la presión transmitida a las paredes del tanque por el Golpe Hidrodinámico.

A la vista de los resultados erróneos del anterior método, Lundstrom desarrolló *El Método de la Imagen Variable* (Variable Image Method) [15], ayudándose de un profundo estudio previo del campo de presiones. Este método tampoco resultó demasiado exitoso, porque seguía teniendo limitaciones como que sólo era aplicable a problemas bidimensionales. Como ventajas se pudo resolver algunas suposiciones unidimensionales que se hacían en la *Teoría del Pistón*, de una forma más realista en el acoplamiento entre fluido y estructura.

Al mismo tiempo Ankeney [16], estaba trabajando en otro modelo estructural para ver el efecto del Golpe Hidrodinámico. Este método junto con el de Lundstrom mencionado anteriormente, dio lugar al programa llamado *Unimodal Hydraulic Ram Structural Response* (UHRSR). Se siguió trabajando e investigando para mejorar todos estos métodos, de estas mejoras y combinaciones de métodos salieron los códigos ERAM y *Hydraulic Ram Structural Response* (HRSR).

A pesar de todos estos avances, al comparar los resultados obtenidos experimentalmente con los analíticos, resultó que los valores diferían cuantiosamente, además otros inconvenientes eran la imposibilidad de trabajar con geometrías complejas y la imprecisión en la interacción fluido-estructura.

Otros autores también estudiaron otros aspectos del Golpe Hidrodinámico, como es el caso de Wierzbicki y Moussa [17], que trabajaron en un modelo que a diferencia de los estudiados anteriormente donde sólo se consideraba el régimen elástico, ellos dieron un paso más y estudiaron la respuesta estructural elastoplástica de las paredes del tanque.

También hay que mencionar a Rosenberg y Bless, que con base en principios de la Mecánica de la Fractura y datos empíricos, realizaron un método donde se observaba que la velocidad a la que se produce el fallo en la pared depende de la tenacidad de fractura del material y de las geometrías del tanque y del proyectil.

Posteriormente y uno de los primeros ejemplos documentados de una simulación numérica donde se obtuvieron resultados bastante satisfactorios fue la simulación realizada por Kimsey [18], donde impactaba un proyectil de acero contra un tanque, cilíndricos ambos. Para ello utilizó un método de elementos finitos Lagrangiano, por medio del código EPIC-2. Aún así, uno de los principales problemas con el que se encontraba era la gran distorsión de los elementos, debido a las grandes deformaciones que se producían en el caso estudiado.

Problema que hubiera tenido menor importancia de haberse utilizado un método Euleriano, ya que poseen una malla fija que previene la distorsión.

De todas formas hasta finales de los 80, principios de los 90, los efectos del Golpe Hidrodinámico no podrían ser del todo bien estudiados, pero para entonces aparecerían algoritmos numéricos de cálculo más complejos, como el Método Lagrangiano Euleriano Arbitrario o ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) en el que se combinaban las características de las formulaciones Lagrangianas y Eulerianas o el SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics), este último tiene como característica que en él no se emplean mallas para modelizar la estructura, en su lugar se utilizan partículas con una masa asociada y sobre las que se aplican las ecuaciones de equilibrio.

El método mencionado primeramente es el que hemos utilizado nosotros en nuestro proyecto, por lo que procederemos a tratarlo con mayor profundidad a continuación.

## 2.5 Método Lagrangiano Euleriano Arbitrario

A este tipo de formulación, desarrollado aproximadamente a mitad de la década de los 90, también se le conoce por sus siglas ALE, donde se mezclan las características positivas de las formulaciones Lagrangiana y Euleriana. El principal uso de estos métodos es para estudiar problemas donde interactúan fluidos con estructuras, puntualizando más en problemas multidimensionales que experimentan grandes deformaciones, donde se requiere una buena definición de las superficies libres y de los contactos sólido-sólido, fluido-fluido y sólido-fluido. El método Lagrangiano, en el cuál sus nodos de la malla describen la misma trayectoria que el del material, a pesar de conseguir de manera sencilla el seguimiento del medio continuo no es eficaz en el tratamiento de modelos con grandes deformaciones. La formulación Euleriana, en la que los nodos de la malla permanecen fijos en el espacio a la vez que el continuo realiza algún movimiento, si es capaz de abordar casos en los que intervienen fuertes deformaciones. El problema de este método es la poca exactitud en la visualización de algunos detalles del flujo y el coste necesario para definir con precisión los contactos.

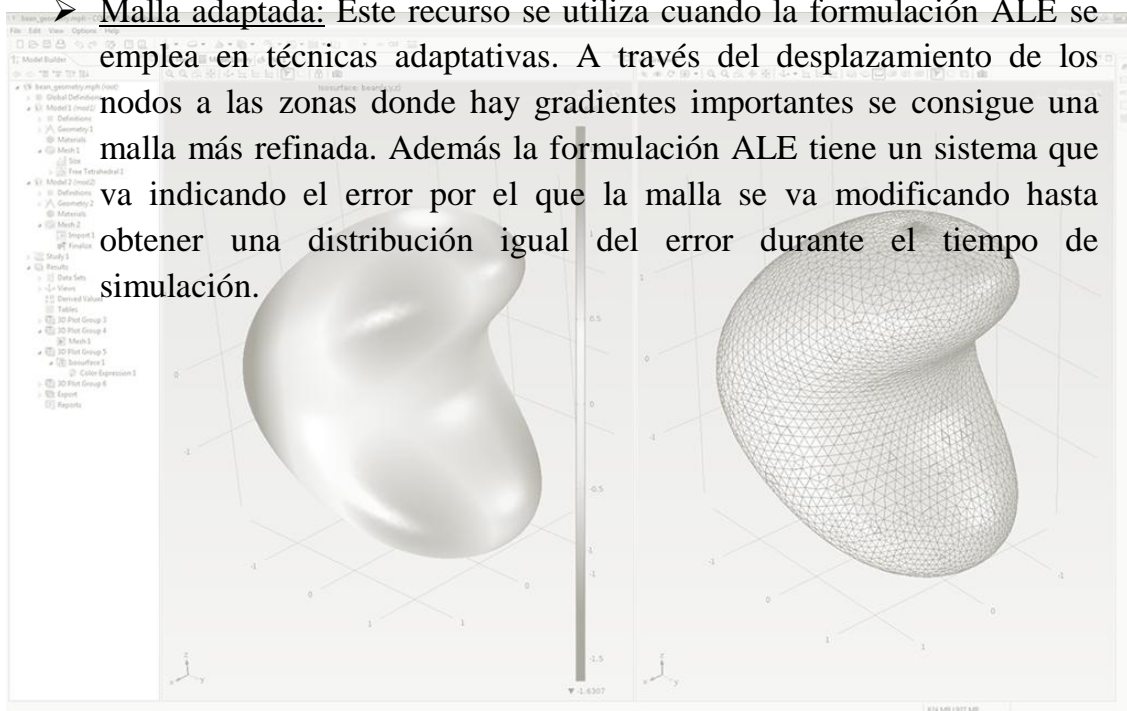
La malla utilizada en la formulación ALE tiene la capacidad de que sus nodos pueden desplazarse de manera arbitraria, no obstante, esta técnica también ofrece la posibilidad de que los nodos permanezcan fijos en el espacio como ocurre en la descripción Euleriana o describan la misma trayectoria que los puntos materiales del continuo tal y como sucede en la formulación Lagrangiana.

Así pues con estas características se intenta corregir los inconvenientes que surgen de cada método por separado.

Ahora veremos un poco más en detalle el mallado de la formulación, dado que es una parte muy importante. Como hemos dicho antes, la descripción ALE permite la posibilidad de que la malla se mueva manera de manera independiente al medio continuo. Cuando el caso estudiado requiere este tipo de formulación se necesita un procedimiento de actualización de mallado mediante el cual se actualicen las velocidades o desplazamiento de los nodos de la malla en cada ciclo de cálculo. Hay dos maneras para realizar la actualización del mallado que mostraremos a continuación.

- **Malla regularizada:** Aquí la idea es mantener la malla de la manera más regular posible durante el tiempo de cálculo computacional. Luego a través de las velocidades de la malla se deben ir actualizando las posiciones locales de los nodos en cada ciclo de cálculo. También hay que tener en cuenta que dentro de los algoritmos de actualización, dependiendo de si sabemos las condiciones de contorno o no de las fronteras, hay después diferentes técnicas de interpolación que permiten, una vez conocidos los movimientos de las fronteras determinar la rezoñificación de la malla en el interior del dominio.

- **Malla adaptada:** Este recurso se utiliza cuando la formulación ALE se emplea en técnicas adaptativas. A través del desplazamiento de los nodos a las zonas donde hay gradientes importantes se consigue una malla más refinada. Además la formulación ALE tiene un sistema que va indicando el error por el que la malla se va modificando hasta obtener una distribución igual del error durante el tiempo de simulación.



**Fig 2.6: Mallado de un sólido**



También es importante examinar el tipo de uniones, ya que cuando se produce la interacción entre distintas partes del modelo, hay que ver qué tipo de formulación lleva asociado cada una de ellas. En el caso de que ambas estén definidas mediante el algoritmo Lagrangiano entre ellas tendrá lugar un contacto. Mientras que cuando en una de las partes se ha empleado un algoritmo Euleriano o de tipo ALE y en la otra de tipo Lagrangiana se producirá una unión o acoplamiento (*Coupling*). En este caso, en general, la malla Lagrangiana no comparte nodos con la malla Euleriana o ALE. Lo que sucede es que interactúan mediante un algoritmo de acoplamiento que genera fuerzas que resisten la penetración del material ALE a través de las partes Lagrangianas.

Para que el material se desplace de una región de la malla a otra, los nodos de cada una de las regiones con la de al lado deben ser los mismos para que el material pueda moverse por un espacio común. Otro factor a tener en cuenta es el acoplamiento entre una malla Lagrangiana y una Euleriana o ALE, donde ambas deben estar superpuestas entre sí, como vemos abajo. De este modo las intersecciones entre mallas puedan ser detectadas y producirse así las interacciones de forma correcta.



Fig 2.7: Nodos compartidos

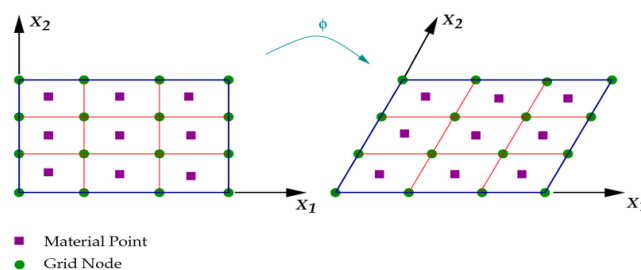


Fig 2.8: Mallado Lagrangiano

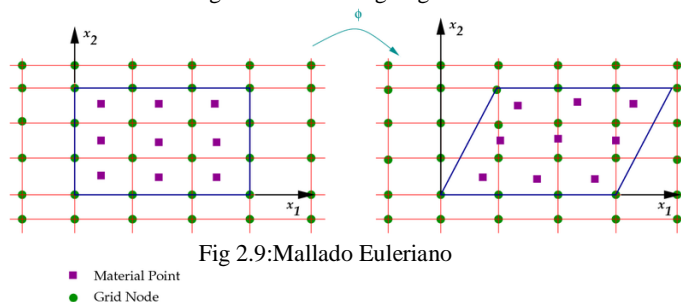


Fig 2.9: Mallado Euleriano

# ***CAPÍTULO 3***

## ***Modelo y propiedades***

### 3.1 Modelo numérico

Ayudándonos del trabajo realizado hace unos años por el profesor David Varas et al en la Universidad Carlos III de Madrid, donde se quería estudiar el fenómeno del Golpe Hidrodinámico, nuestro proyecto se puede considerar una continuación de ciertos aspectos estudiados en dicho trabajo.

El modelo parte de un ensayo el cuál quería imitar el espacio donde se aloja el combustible, en nuestro caso en las celdas que quedan entre elementos de las alas de la aeronave, al tratarse de tanques integrados. Los aspectos que se pretendían analizar tras las pruebas eran presiones del fluido y desplazamientos de las paredes.

Para ello se utilizaron unos tubos rectangulares de aluminio Al6063-T5, de dimensiones 750 mm de largo, de ancho se trataba de una sección cuadrada con lado 75 mm, y de espesor de tubo 2.5 mm. Además los tubos tenían como tapas en sus extremos paneles de polimetilmetacrilato (PMMA) de 30 mm de espesor, cuyo cometido era atenuar la flexión que se producía debido a los pulsos de presión.

El tubo era impactado por proyectiles esféricos de acero, para impedir deformaciones plásticas, de 12.5 mm de diámetro y 8 g de masa, y en el interior se encontraba el fluido, en este caso se trataba de agua, ya que por razones de seguridad no se trabajó con queroseno. No obstante, la densidad y la viscosidad a la temperatura que se realizó el ensayo entre agua y queroseno son muy parecidas.

Los tubos se estudiaron a diferentes porcentajes de llenado, para mayor realismo, porque los impactos pueden darse cuando el tanque ya no está del todo lleno. Los porcentajes estudiados fueron 100%, 75% y 60 %.

Buscando como antes la aproximación a la realidad, los proyectiles fueron lanzados con unas velocidades de 600 m/s y 900 m/s, velocidades aproximadas de crucero de una aeronave cuando pudiera ser impactada por algún elemento exterior.

En la siguiente imagen se ve la disposición de cada una de las partes utilizadas para llevar a cabo el ensayo.

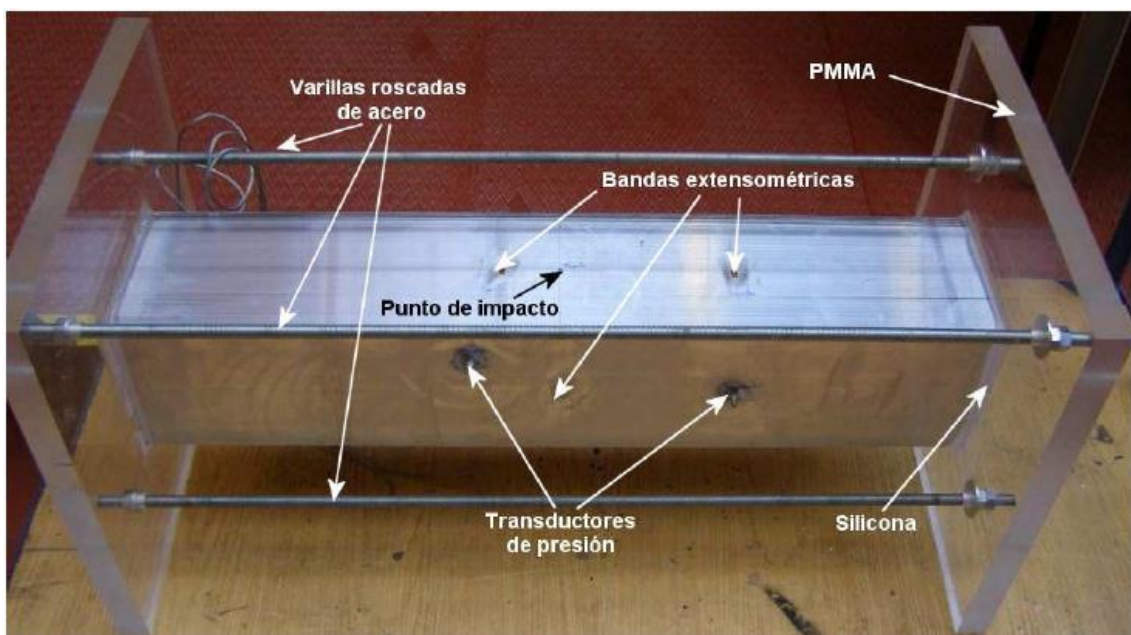


Fig 3.1:Montaje experimental (<http://e-archivo.uc3m.es>).

También hay que señalar que para la medición de las presiones, se utilizaron uno sensores de presión, colocados estratégicamente a dos distancias diferentes, una que quedaba más cerca de la zona impactada y otra más alejada de dicha zona. En este trabajo también hemos utilizado estas distancias para referirnos al lugar donde analizaremos la presión.

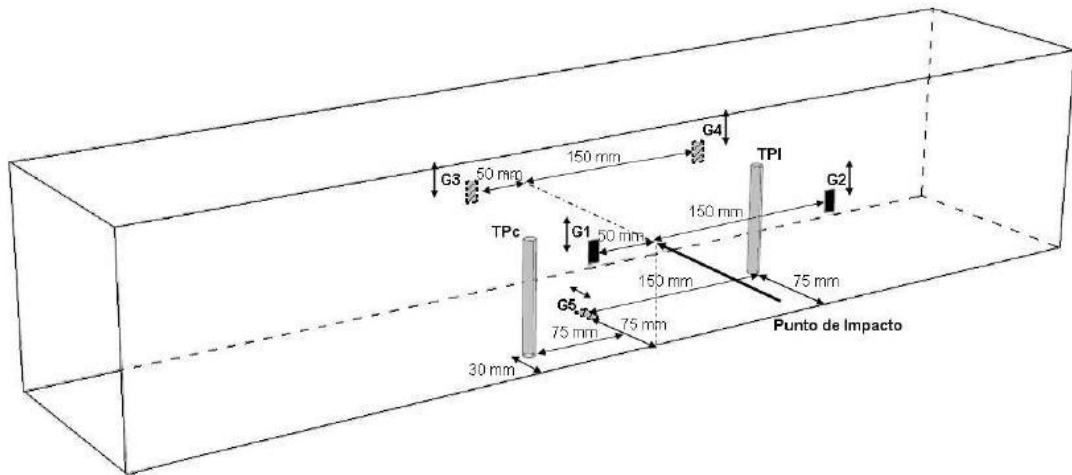


Fig 3.2: Posición de los sensores de presión (<http://e-archivo.uc3m.es>)

### 3.2 Modelizado propio

La modelización del tanque de aluminio y del proyectil realizada a través del código LS-DYNA, programa de elementos finitos de origen americano, que se ajusta bien a los requerimientos de nuestro proyecto, ya que permite el empleo de diferentes técnicas como ALE o SPH, mencionadas anteriormente, las cuales sirven para abordar problemas de interacción entre fluido y estructura.

La geometría consiste en un prisma rectangular emulando el tanque de combustible, fabricado a partir de diferentes partes, como las paredes impactadas, tanto de entrada como de salida, las paredes laterales y los paneles de PMMA. Éste será impactado por proyectiles en diferentes casos, con distintas formas, esférica y cúbica, pero con la misma energía en el momento del impacto.

Ya que el problema es simétrico, sólo hará falta utilizar la mitad del tanque, y en los casos donde el llenado de líquido interior sea de 100%, podremos utilizar un cuarto del tanque, ya que vuelve a ser simétrico.

Estos pasos son muy importantes debido al alto grado de coste computacional que lleva un mallado cuánto más grande sea la geometría de la pieza estudiada.

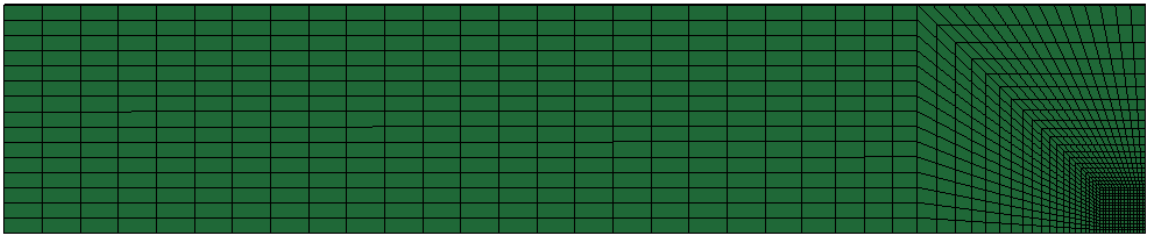


Fig 3.3:Detalle del mallado de la pared de entrada

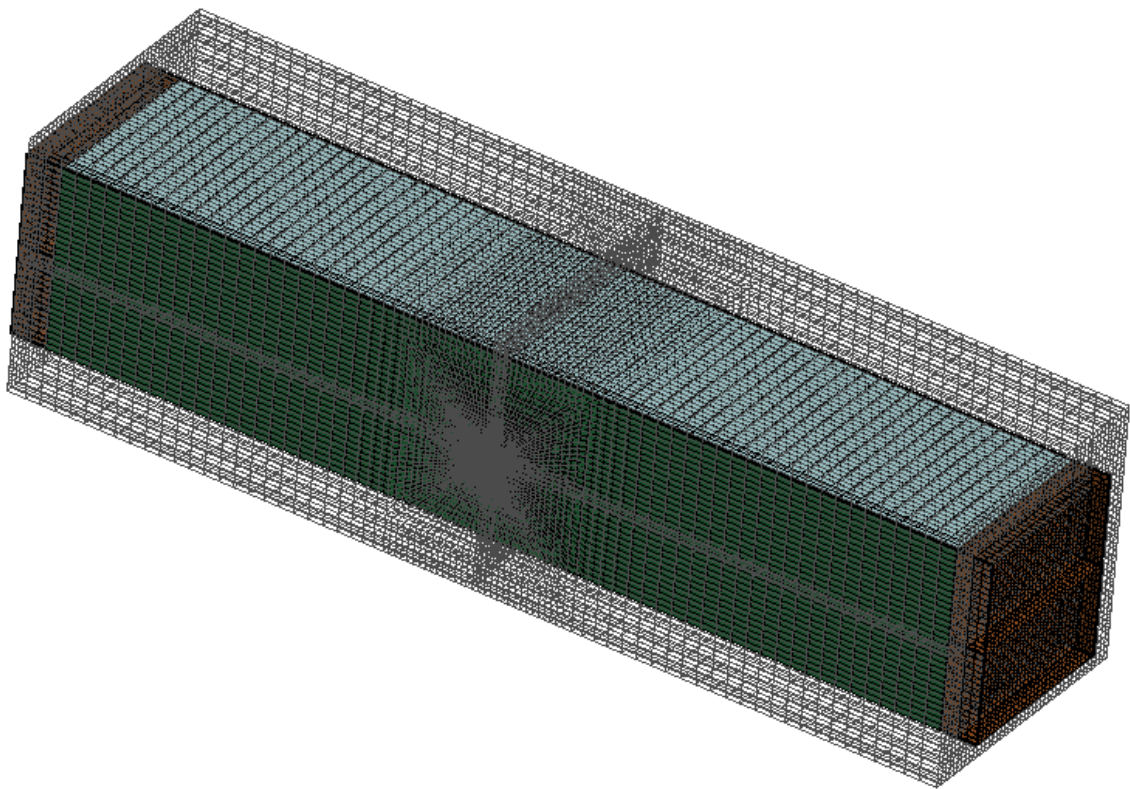


Fig 3.4: Modelo completo de la simulación



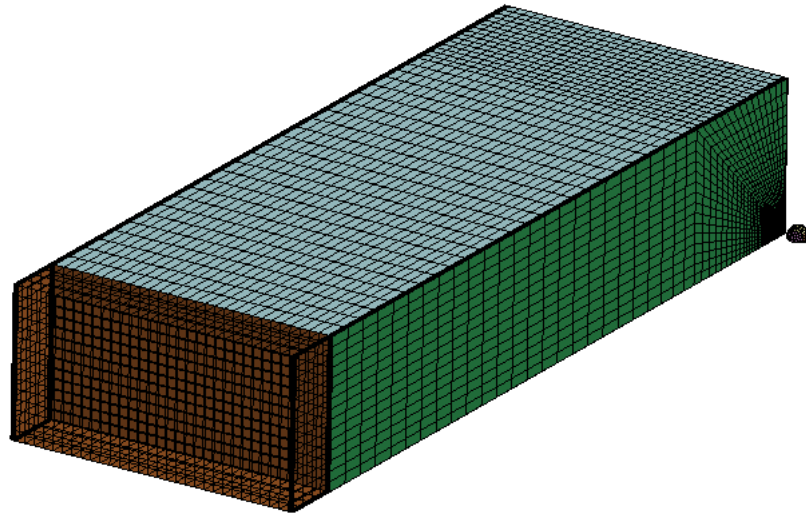


Fig 3.5: Imagen de un cuarto de tanque

Ahora analizaremos la geometría por partes:

**3.2.1** ***El tanque:*** Como hemos mencionado anteriormente, este elemento se encuentra formado a su vez por 4 partes. La pared de entrada del proyectil, la pared de salida, la pared lateral y el panel de PMMA. Hay que destacar que para que las distintas partes actúen como una sola, ha habido que mergear o unir todos aquellos nodos que son compartidos.

Las dimensiones del tanque son: 750 mm de largo, 150 mm de ancho, 150 mm de alto y espesor de 2.5 mm.

Tanto la pared de entrada del proyectil como la de salida han sido modelizadas mediante el mismo mallado, ya que aquí se necesitaba que la malla fuera más refinada al querer estudiar la zona cercana al impacto. Mientras que la pared lateral y el panel de PMMA, han sido modelizados con una malla de elementos mayores debido a que la influencia de estas partes en el estudio no nos afecta tanto.

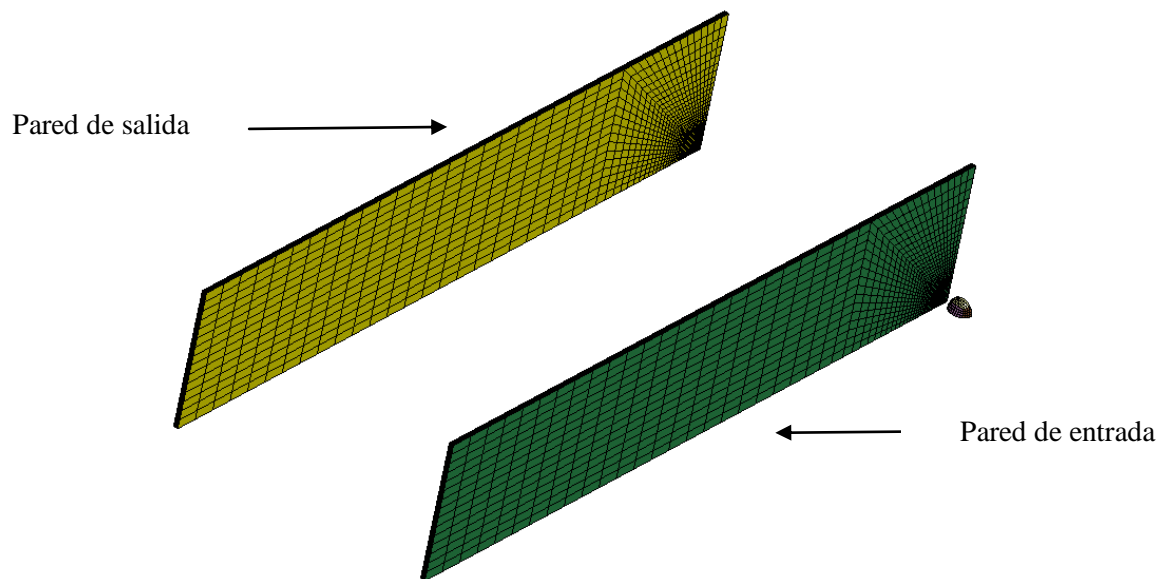


Fig 3.6: Detalle del mismo mallado en pared de entrada y de salida de proyectil

Para ahorrar cálculo computacional, en las paredes laterales en vez de utilizar paredes con espesor, hemos utilizado unas paredes de elementos tipo *Shell*(sin espesor) con un modelo de malla menos refinado.

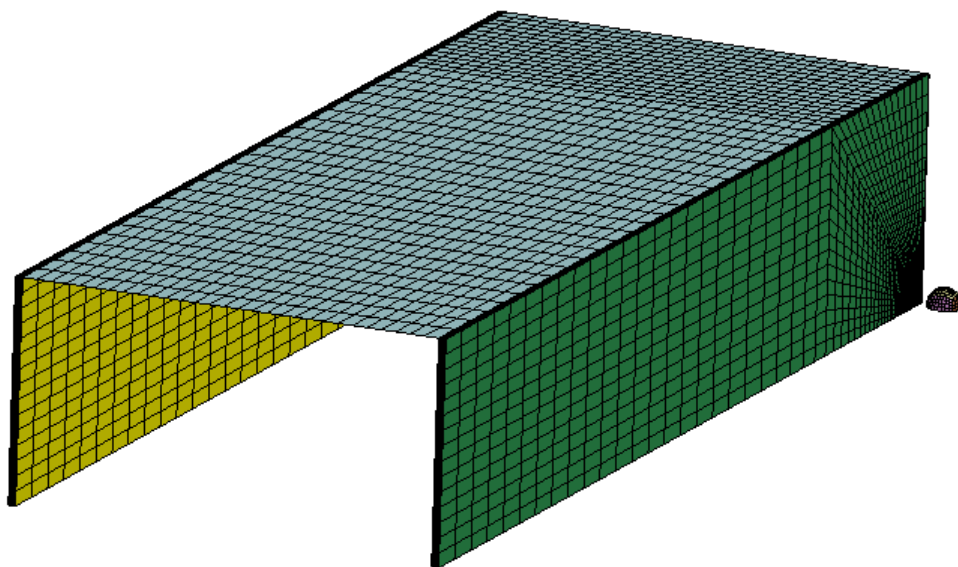


Fig 3.7: Detalle pared lateral tipo *Shell* con malla menos refinada



**3.2.2 El proyectil:** Dependiendo del caso en el que nos encontremos, la forma del proyectil varía. La característica que comparten los casos es que independientemente de la forma del proyectil, siempre se tratan de elementos tipo sólido. Además en el caso de llenado completo del tanque, también aplicaremos la doble simetría, quedándonos así con un cuarto de proyectil.

En cuanto a las dimensiones del proyectil, para la esfera hemos utilizado un diámetro de 12 mm, mientras que para el cubo hemos utilizado la igualdad en la ecuación de área  $\pi R^2 = L^2$  para que la superficie de contacto con la pared se asemejara lo máximo posible entre ambos.

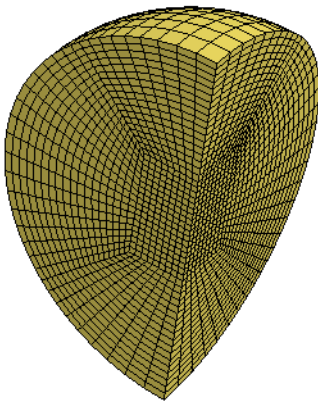


Fig3.8:Detalle de un cuarto de proyectil esférico

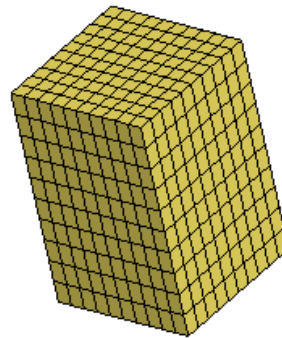


Fig 3.9:Detalle de un cuarto de proyectil cúbico

**3.2.3 Los fluidos:** En el modelo aparecen dos fluidos, el líquido interior modelizado como agua, y el fluido exterior que representa el aire que rodea todo el tanque. Ambos están realizados con elementos sólidos con tipo de relación ALE, para ello en el código LS-DYNA, en el apartado Section, deberemos seleccionar ELFORM = 11. Lo que conseguimos con esto es que los nodos de la malla puedan moverse de forma independiente reduciendo problemas de distorsión.

Como ocurría anteriormente con el tanque, para que los fluidos interactúen entre sí correctamente, deberán tener los nodos que comparten en su frontera mergeados, es decir, unidos.

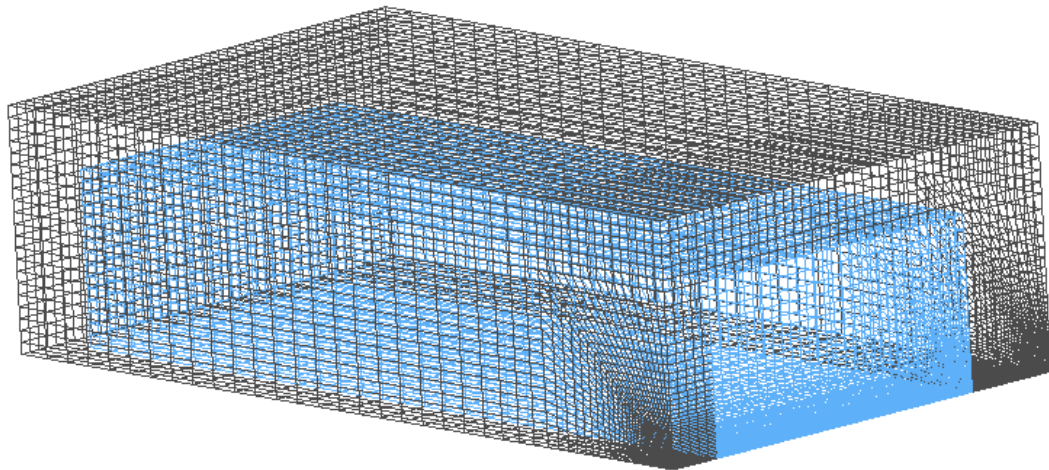


Fig 3.10: Imagen donde se observan ambos fluidos

### 3.3 Materiales y propiedades utilizados

En este apartado veremos detenidamente el material que se ha empleado en cada uno de los elementos que componen el modelo. Para no reiterar datos en más de una ocasión, a continuación se despliega una tabla con todas las propiedades y los parámetros utilizados por cada material que no es fluido.

	AL6063-T5	Acero	PMMA
$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	2700	7830	1180
E (Gpa)	71	207	3
$\nu$	0.33	0.28	0.35
A (Mpa)	200	x	x
B (Mpa)	144	x	x
n	0.62	x	x
C	0	x	x
m	1	x	x
$\epsilon_f$	0.2	x	x

**El tanque:** Para el total del tanque, se ha utilizado un aluminio del tipo *Al 6063-T5*, cuya característica es que se ha utilizado el modelo que sigue la ecuación de Johnson-Cook[19]. Este modelo es muy utilizado ya que se saben un gran número de parámetros correspondientes a diversos metales. La ecuación es la siguiente:

$$\sigma_y = (A + B(\epsilon^p)^n) (1 + C \log(\dot{\epsilon}^p / \epsilon^0)) (1 - (\theta - \theta_0 / \theta_m - \theta_0)^m)$$

Donde  $\sigma_y$  es el límite elástico,  $\epsilon^p$  la deformación plástica equivalente,  $\dot{\epsilon}^p$  la velocidad de deformación plástica equivalente,  $\theta_0$  la temperatura de referencia,  $\theta_m$  la temperatura de fusión y  $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $n$ ,  $m$  y  $\epsilon^0$  son parámetros conocidos del material, que han sido sacados de los trabajos de Karagiozova y Jones y del de Yang [20] y [21]. Además la eliminación del material se empezará a producir cuando la deformación plástica alcanza el valor crítico  $\epsilon^p = \epsilon^f$ .

Para el tanque, ha sido asociada una ecuación de estado del tipo *Lineal Polynomial* [22], donde la presión viene descrita por la siguiente ecuación:

$$P = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + (C_4 + C_5\mu + C_6\mu^2)E$$

Con  $\mu = (\rho/\rho_0) - 1$ , donde  $\rho$  es la densidad actual y  $\rho_0$  la de referencia. Para nuestro caso también sabemos el valor de los parámetros  $C_0 = C_2 = C_3 = C_4 = C_5 = C_6 = 0$  y  $C_1 = 70$ , cuyo valor denominado factor de compresibilidad viene dado por la ecuación  $K = E/3(1 - 2\nu)$ ; que relaciona el módulo de Young( $E$ ) con el coeficiente de Poisson( $\nu$ ).

Para el proyectil y el panel de PMMA hemos utilizado un material elástico lineal para ambos, ya que no nos interesa que ninguno sufra deformaciones plásticas.

**Los fluidos:** Ahora veremos detalladamente las propiedades y parámetros de los materiales que representan el fluido interior como agua, y el exterior como el aire que rodea al tanque. Como anteriormente a continuación se despliega una tabla con dichas propiedades y parámetros, para tener una visión general de dichos datos.

	$\rho_0(\text{kg/m}^3)$	$\nu_d(\text{Pa s})$	$C(\text{m/s})$	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$\gamma_0$	$a$	$C_4$	$C_5$
Agua	1000	$0.89 \times 10^{-3}$	1448	1.979	0	0	0.11	3	x	x
Aire	1.22	$1.77 \times 10^{-5}$	x	x	x	x	x	x	0.4	0.4

Para el modelo del agua hemos utilizado ecuación constitutiva viscosa, que viene predeterminada en el código LS-DYNA como *Material Null*[23].

$$\sigma_{ij} = 2\nu_d \dot{\epsilon}'_{ij} - P\delta_{ij}$$

El término inicial  $\sigma_{ij}$  viene a representar el tensor de tensiones de Cauchy,  $\nu_d$  se refiere a la viscosidad dinámica,  $\dot{\epsilon}'_{ij}$  es el desviador de la velocidad de deformación y  $\delta_{ij}$  el tensor identidad de orden dos. También necesitaremos definir una ecuación de estado, que en este caso se tratará de la de *Gruneisen*[24], que nos sirve tanto para definir presión en materiales sometidos a compresión como a expansión.

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu \left( 1 + \left( 1 - \frac{\gamma_0}{2} \right) \mu - \frac{a}{2} \mu^2 \right)}{\left( 1 - (S_1 - 1)\mu - S_2 \frac{\mu^2}{1 + \mu} - S_3 \frac{\mu^3}{(1 + \mu)^2} \right)^2} + (\gamma_0 + a\mu)E$$

Del caso sometido a compresión, los términos  $S_1$ ,  $S_2$  y  $S_3$  son parámetros que definen la variación de la pendiente de la curva  $u_s - u_p$ , donde  $u_s$  y  $u_p$  son las velocidades de la onda y de la partícula respectivamente. De esta curva también

hay que saber que su ordenada en el origen es  $C$ . Luego  $\gamma_0$  es la gamma de *Gruneisen* y  $a$  es un parámetro de corrección de esta gamma, y finalmente  $E$  representa la cantidad de energía interna por unidad de volumen.

Todos estos datos están recogidos en el trabajo de Boyd et al [25].

Para el aire que rodea al tanque, hemos vuelto a utilizar el mismo *Material Null*, descrito anteriormente, que habíamos empleado para el agua.

También hemos tenido que utilizar una ecuación de estado como en los casos que preceden a éste, y más concretamente hemos vuelto a usar la ecuación *Linear Polynomial*, que es la misma que vimos para el tanque.

Hemos considerado el aire como gas ideal suponiendo  $C_0 = C_1 = C_2 = C_3 = C_6 = 0$  y  $C_4 = C_5 = \gamma - 1$ .

Sabiendo que  $\gamma = C_p/C_v$ , se puede definir como la relación entre los calores específicos y su valor es  $\gamma = 1.4$ .

Por lo que la ecuación queda finalmente:

$$P = (\gamma - 1)(\rho/\rho_0)E$$

### 3.4 Diferentes casos analizados

Como se ha escrito antes, en este trabajo tratamos de ver los efectos de diferentes geometrías del objeto impactador, para así poder ver de manera aproximada el efecto en el daño total causado.

Dentro de nuestro grupo entero de casos, se puede dividir en 2 subgrupos diferenciados, que a su vez se volverán a partirse en tres ramas. Y por último un apartado diferenciado de los anteriores, cuya principal particularidad es que se trata de un llenado parcial. El porcentaje de llenado que hemos utilizado es de un 60%, ya que se trata de un caso que ya había sido estudiado con anterioridad en otros proyectos, y del que se tenían datos experimentales.

También hay que mencionar, que como tiempo de referencia para todas las simulaciones se utilizaron 8ms, porque sabíamos de trabajos anteriores, que a partir de ese instante aproximado, el sistema puede considerarse estable en el tiempo. Además de que todos los impactos han partido de una misma energía al comienzo. Y que para una mayor efectividad en el estudio de la forma, se han igualado las superficies que van a contactar con la pared, tanto de la forma esférica, como prismática, valiéndonos de la igualdad:

$$\pi R^2 = L^2$$

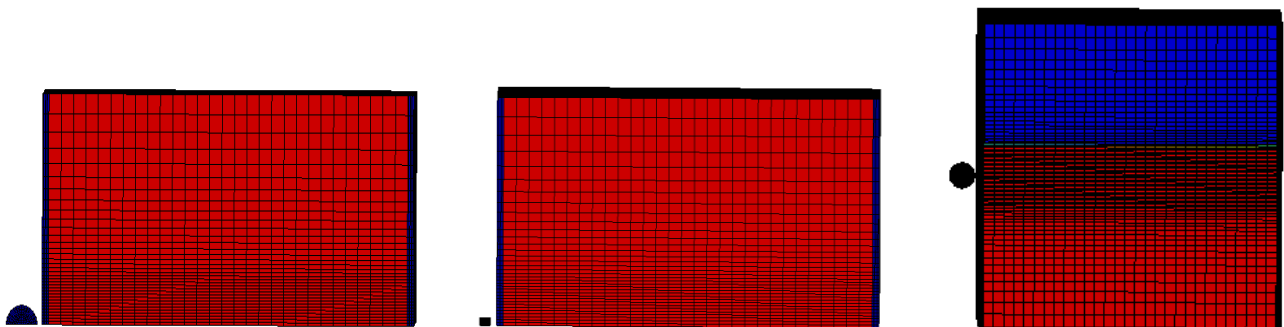
Aquí queda expuesto un esquema a modo de resumen de los casos analizados:

❖ ***Geometría esférica:***

- Caso esfera de referencia: Radio = 6 mm
- Caso esfera grande: Radio = 9 mm
- Caso esfera pequeña: Radio = 3mm

❖ ***Geometría prismática o cúbica:***

- Caso cubo de referencia: Lado( área que impacta) = 10.63 mm  
Lado( de profundidad) = 8.02 mm
  - Caso cubo grande: Lado(área que impacta) = 15.95 mm  
Lado(de profundidad) = 11.99 mm
  - Caso cubo pequeño: Lado(área que impacta) = 5.31 mm  
Lado(de profundidad) = 4.01 mm
- ❖ **Llenado parcial:** Llenado parcial al 60% del volumen total, con las geometrías de las esferas, ya que al observar la misma tendencia en la geometría cúbica, lo hemos omitido para optimizar tiempo.



*Fig3.11: Diferentes casos: de izqda. a dcha: caso geometría esférica, caso geometría cúbica, llenado parcial*

# ***CAPÍTULO 4***

## ***Análisis de resultados***



## 4.1 Introducción

En este capítulo vamos a mostrar aquellos resultados que hemos obtenido de las correspondientes simulaciones, de manera gráfica. Además todos ellos se encuentran interrelacionados entre sí, tratando de dar explicación de unos sobre otros.

Comenzaremos analizando detenidamente las presiones obtenidas en el fluido a lo largo del tiempo, y seguiremos con los desplazamientos sufridos por las distintas paredes del tanque.

Como ya quedó dicho en otros capítulos, la energía del impacto al comienzo es para todos los casos la misma. Para que esto se lleve a cabo hemos tenido que ir adaptando para cada tipo de caso la velocidad a la que comenzaba su recorrido el proyectil.

Valiéndonos de la ecuación:

$$E_c = \frac{1}{2}mV^2$$

Hemos tomado un valor de masa referencial, con el caso de esfera de referencia con  $V = 900$  m/s. Sabiendo que:

$$m = \rho Vol = \rho \left( \frac{4}{3}\pi r^3 \right) = 7,102510^{-3} Kg$$

Como resultado final hemos obtenido que el valor de  $E_c \approx 2875$  J, para lo que los valores de masa y velocidad para los distintos tamaños han resultado ser.

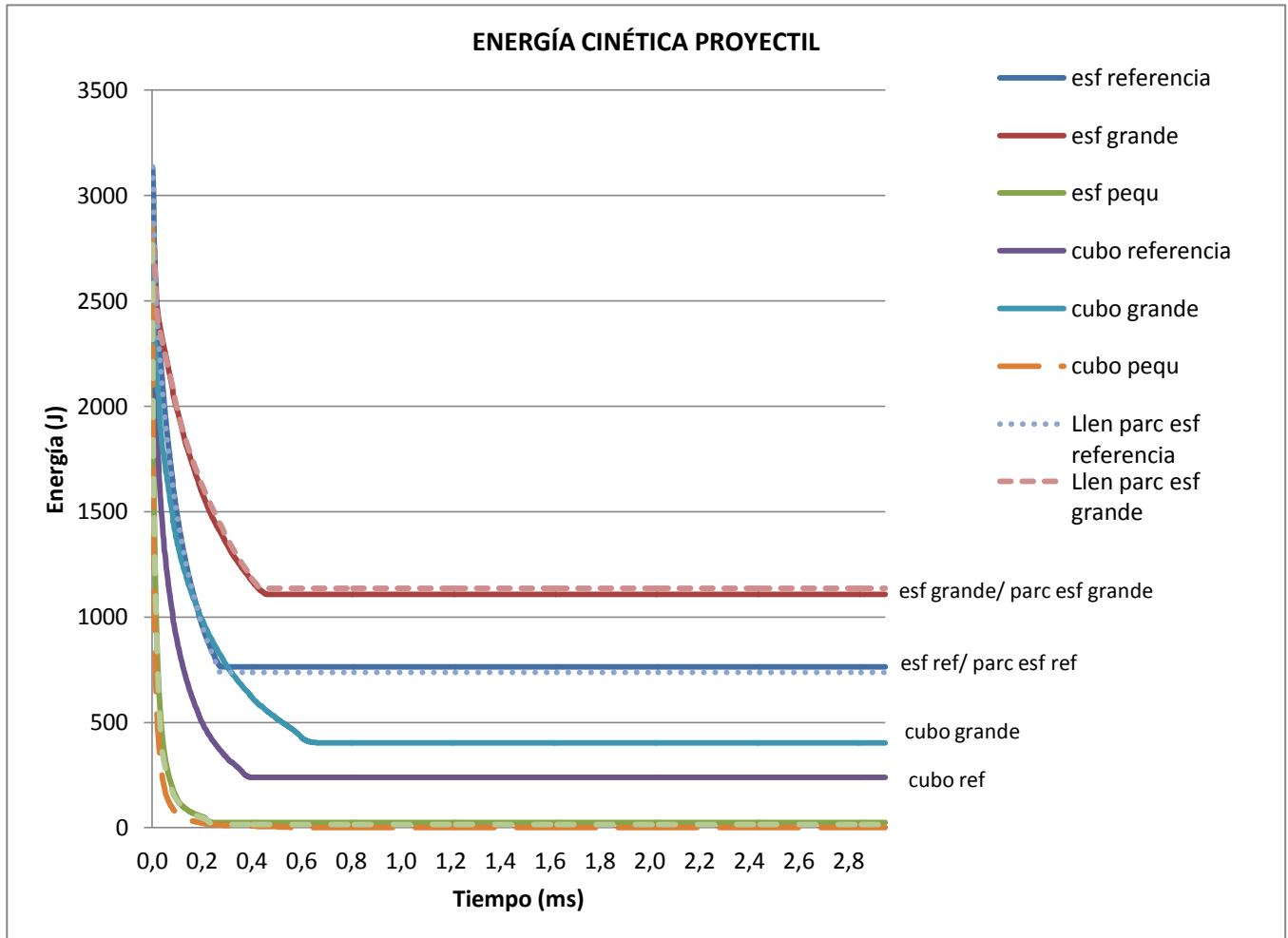
Proyectil tamaño pequeño:

$$m = 8,878 \cdot 10^{-4} Kg \rightarrow V = 2545,58 \text{ m/s}$$

Proyectil tamaño grande:

$$m = 2,392 \cdot 10^{-2} Kg \rightarrow V = 489,89 \text{ m/s}$$

A continuación se expone una gráfica donde queda reflejada la energía del proyectil a lo largo de su recorrido.



Gráfica 4.1

## 4.2 Tubos total y parcialmente llenos

### 4.2.1 Fases del Golpe Hidrodinámico.

En este apartado, vamos a ver lo ya comentado en los capítulos de inicio, pero utilizando nuestro modelo y complementado con más información. Se comprobará para algunos de los modelos realizados qué sucede en cada una de las etapas en las que se divide el fenómeno del Golpe Hidrodinámico.

Concretamente se analizarán, al igual que pasaba para la realización del estudio a llenado parcial del tanque, se ha visto que la diferencia de geometría entre esfera y cubo no es significativa en lo que ha resultados se refiere.

Por lo que los análisis que se llevarán a cabo servirán para comparar dentro de una misma geometría, en este caso la esfera, la importancia del tamaño de la esfera. Para ello vamos a ir viendo paso a paso las diferentes etapas del fenómeno.

#### **4.2.1.1 ETAPA DE CHOQUE**

En esta etapa el proyectil impacta sobre la pared de entrada del tanque, generando así una onda de presión hemisférica alrededor del proyectil. Esto es debido a la transmisión de energía por parte del proyectil al fluido.

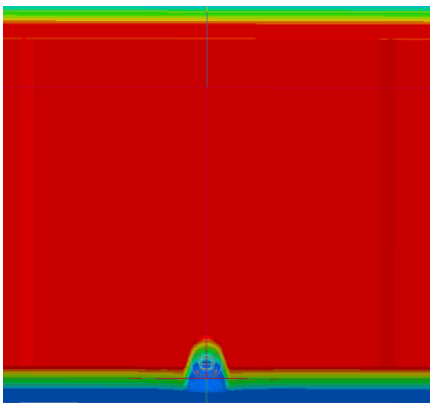


Fig 4.1: Fase de choque esfera ref

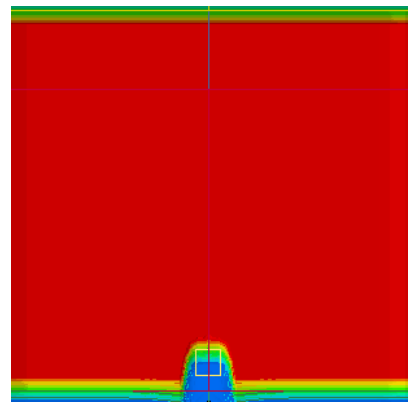


Fig 4.2: Fase de choque cubo ref

#### **4.2.1.2 ETAPA DE RESISTENCIA**

En esta etapa la energía del proyectil se transfiere al fluido causando el movimiento del mismo. A su vez el proyectil empieza a decelerarse como consecuencia de la fuerza viscosa al introducirse en un fluido. En este periodo se va originando una cavidad detrás del proyectil y se genera un campo de presiones debido al desplazamiento de este último.

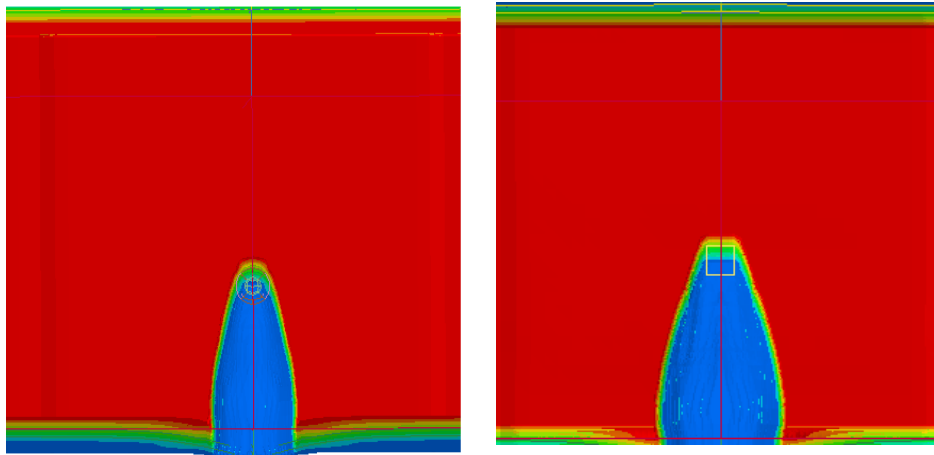


Fig 4.3: Fase de resistencia

#### **4.2.1.3 ETAPA DE CAVITACIÓN**

En esta etapa vemos como la cavidad formada en la etapa anterior va creciendo como consecuencia de las ondas generadas en el fluido y va deformando las paredes del tanque según va agrandándose la cavidad. Aquí es donde se han tomado distintas imágenes, en unos intervalos de tiempo de la simulación, para los tres tipos de esferas, referencia, grande y pequeña. Justo debajo podemos ver el caso de cubo de referencia, pero no seguimos con los diferentes tamaños de esta geometría porque vimos que se asemejaba considerablemente a la esfera.

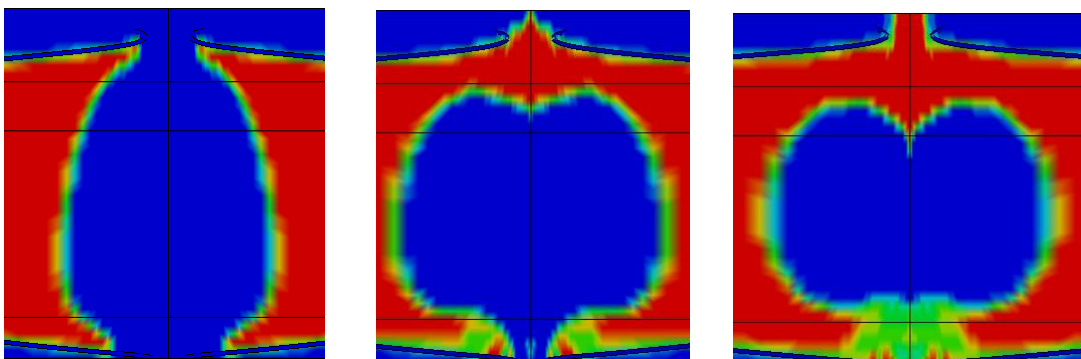


Fig 4.4: Etapa cavitación cubo referencia instantes 1.5, 3.5 y 6.5 ms

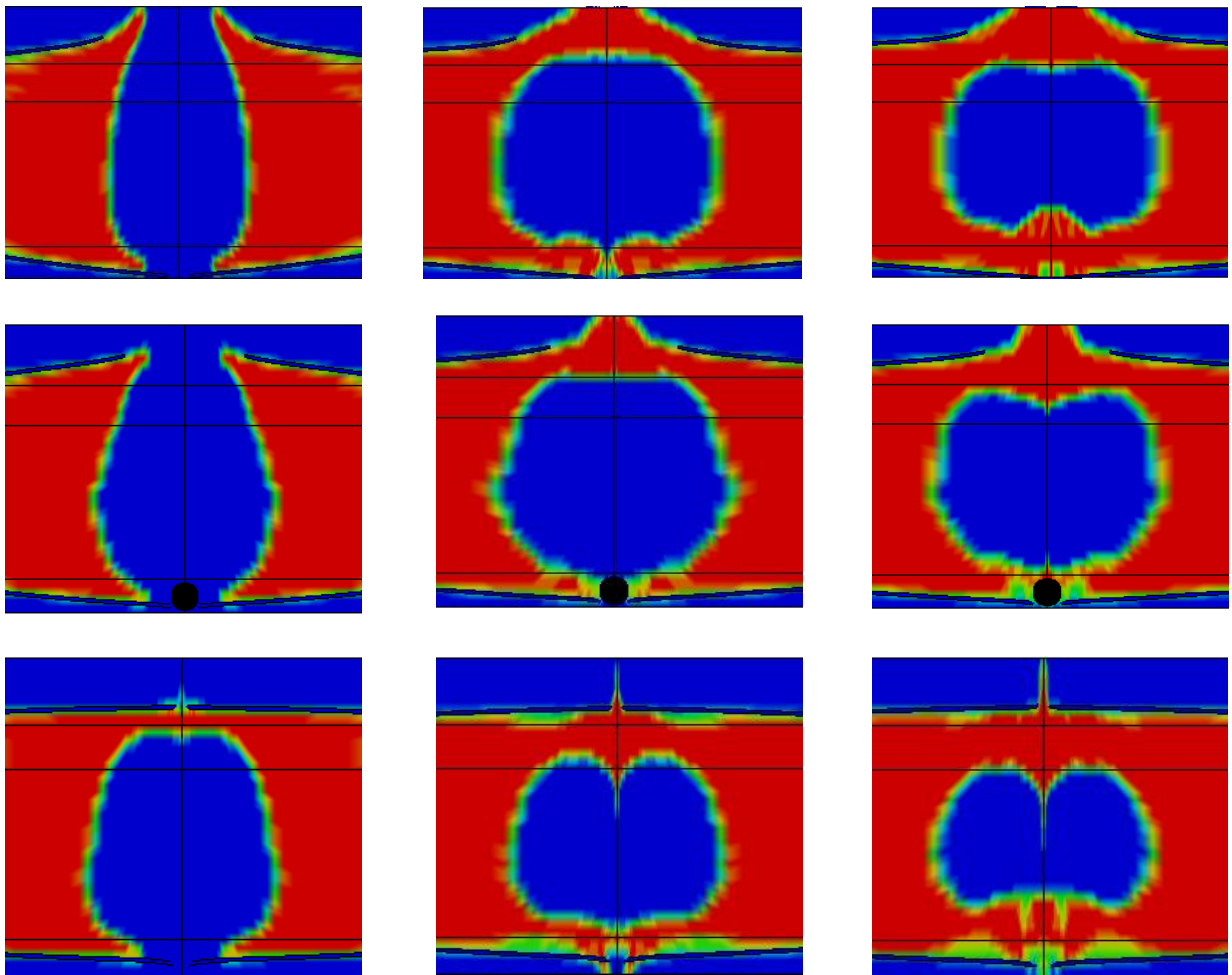


Fig 4.4: Etapa de cavitación en los instantes 1.5, 3.5 y 6.5 ms

De arriba hacia abajo: esfera de referencia, esfera grande y esfera pequeña

Como se puede observar en las imágenes superiores, el tamaño del proyectil, como pasaba ya con la forma, afecta, pero no tan significativamente como se pensaba. La forma de la cavidad, en cuanto la imagen visual del contorno, no cambia mucho de un caso a otro, el único que tiene cierta diferencia, es el último instante de esfera pequeña, donde se ve cómo se va cerrando y volviendo a rellenarse de fluido más rápido que en los otros casos. Lo que también es significativo es la anchura, ya que aunque en el dibujo no se aprecia, más abajo se muestra una aproximación, entre la esfera de referencia y la esfera grande no hay diferencias relevantes, pero la esfera pequeña tiene una anchura de 10 mm aproximadamente inferior a las otras. Por lo que se puede concluir que entre la

esfera referencial y la esfera grande no hay diferencias importantes, ya que la esfera de referencia compensa su menor tamaño con más velocidad, y como vemos en la gráfica de la energía, transmitiendo más energía al fluido ya que se frena más que la esfera grande.

Y en cuanto a la esfera pequeña, ahí sí que afecta su menor tamaño, ya que aunque tiene una elevadísima velocidad, y se frena mucho en el fluido, el efecto es mucho menor que en las otras esferas con mayor tamaño, debido a que su menor cavidad no es capaz de movilizar tanto el fluido como en el resto de casos.

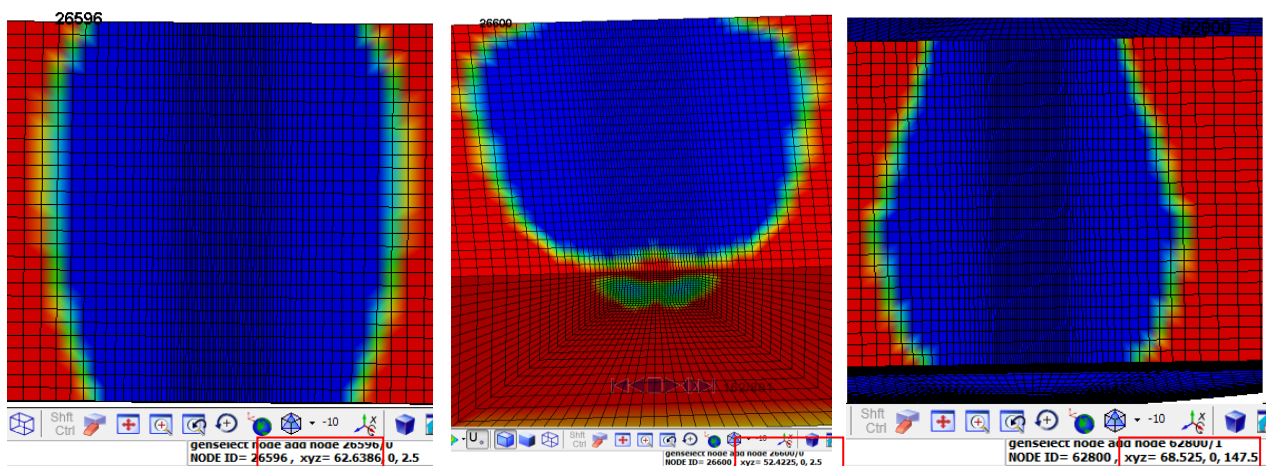


Fig 4.5: Anchura aproximada de las cavidades en el instante 1.5s.

Izqda a dcha: esfera de referencia(62 mm aprox de cavidad), esfera pequeña(52 aprox) y esfera grande(68aprox)

#### 4.2.1.4 ETAPA DE SALIDA

En esta etapa cuando al fin el proyectil atraviesa la pared de salida del tanque, dicha pared se encontrará pretensionada debido a la presión ejercida por el fluido que viene movido por las etapas anteriores.

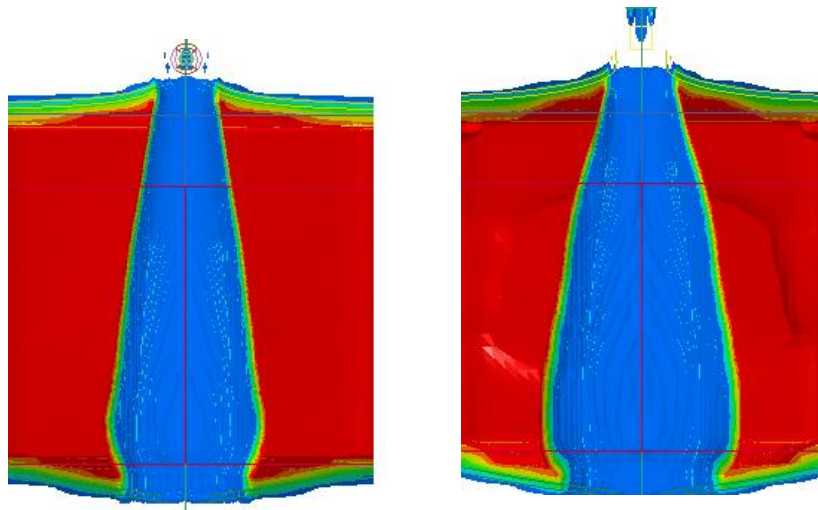


Fig 4.6: Etapa de salida

### 4.2.2 Tensiones

Vamos a ver las tensiones alcanzadas en un mismo instante, en particular el momento donde hemos observado que había más tensión en general en los casos. Hemos elegido estos casos porque son donde luego surgen más diferencias en los resultados. Concretamente se tratan de los casos de esfera y cubo de referencia, y esfera y cubo grandes. Todo ello analizado en el instante de simulación 0,5s.

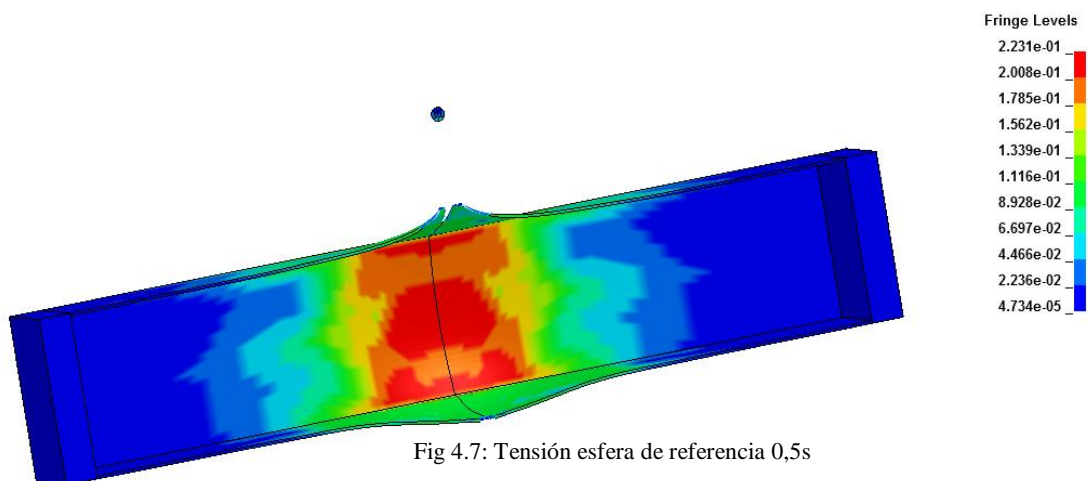


Fig 4.7: Tensión esfera de referencia 0,5s

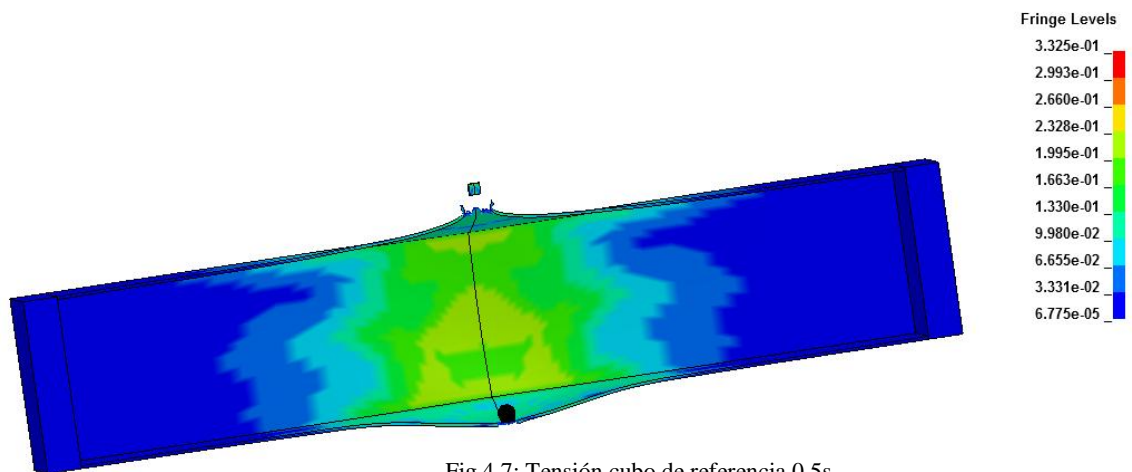


Fig 4.7: Tensión cubo de referencia 0,5s

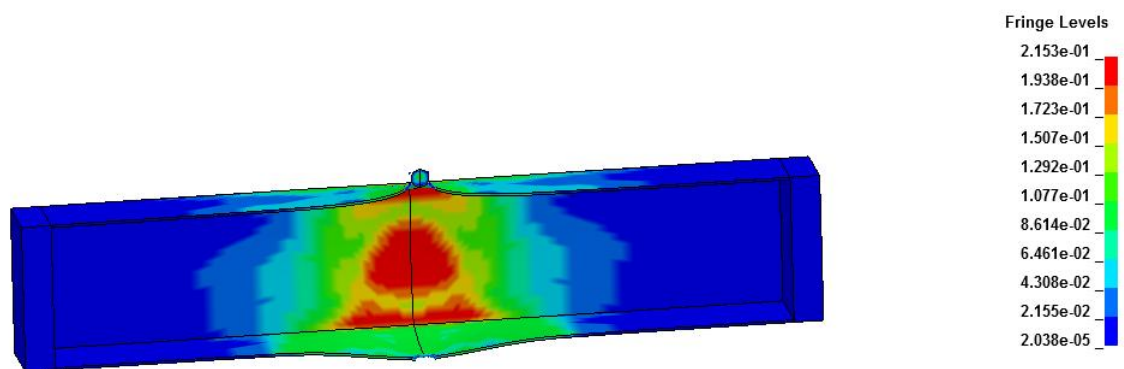


Fig 4.7: Tensión esfera grande 0,5s

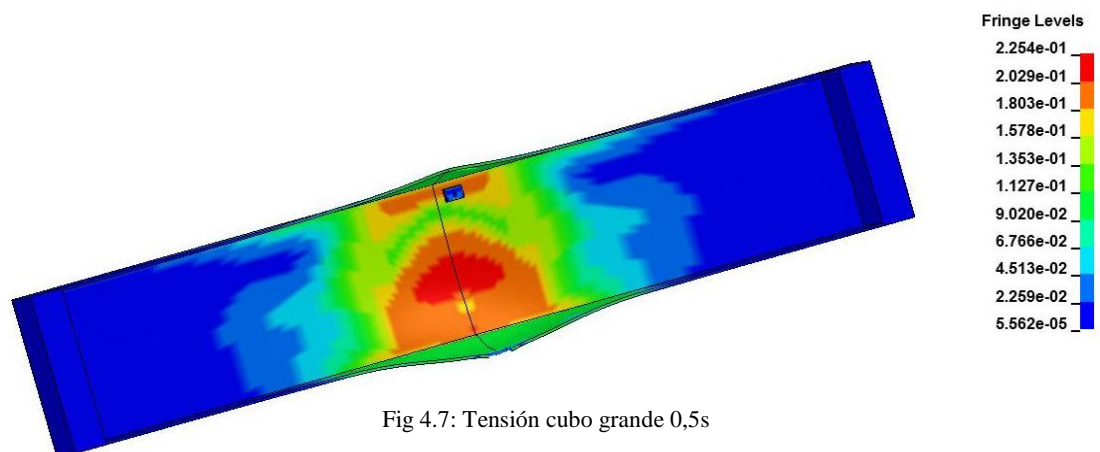


Fig 4.7: Tensión cubo grande 0,5s



En las imágenes expuestas en la página que precede a esta, podemos observar como para el instante de tiempo estudiado, aunque hemos visto que en instantes de tiempo posteriores, va disminuyendo la tensión, y se mantiene que esfera de referencia y cubo grande van teniendo valores similares, y les siguen a una pequeña distancia los otros casos, por lo general en el caso de cubo grande es donde surgen más tensiones, seguido de cerca del caso de esfera de referencia.

### ***4.2.3 Velocidad del proyectil***

En las siguientes líneas vamos a comparar algunos de los resultados de la posición y velocidad del proyectil, que hemos obtenido mediante la simulación numérica, con los resultados analíticos que salen de aplicar las siguientes ecuaciones, que parten de la ley de Newton.

$$m_p \frac{dV_p}{dt} = -\frac{1}{2} \rho C_d V_p^2$$

Donde  $m_p$  es la masa del proyectil y  $V_p$  su velocidad.  $\rho$  es la densidad del fluido,  $C_d$  el coeficiente de arrastre y  $A$  el área frontal proyectada del proyectil. Para el coeficiente de arrastre, viendo la figura [3.11], dependiendo de su geometría y  $Re$ , se ha escogido un valor de  $C_d = 0,4$  para la esfera, y un valor de  $C_d = 1,05$  para el cubo.

Asimismo, sabiendo que

$$V_p = \frac{dx_p}{dt}$$

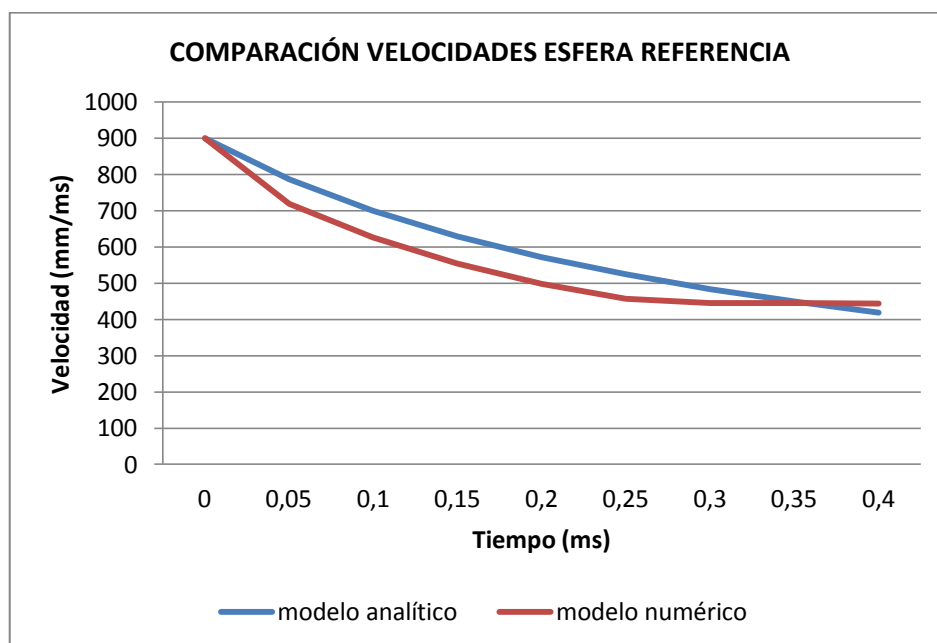
Con  $x_p$  como posición del proyectil a lo largo de su recorrido, la anterior ecuación queda

$$\frac{dV_p}{dx_p} = -\beta V_p$$

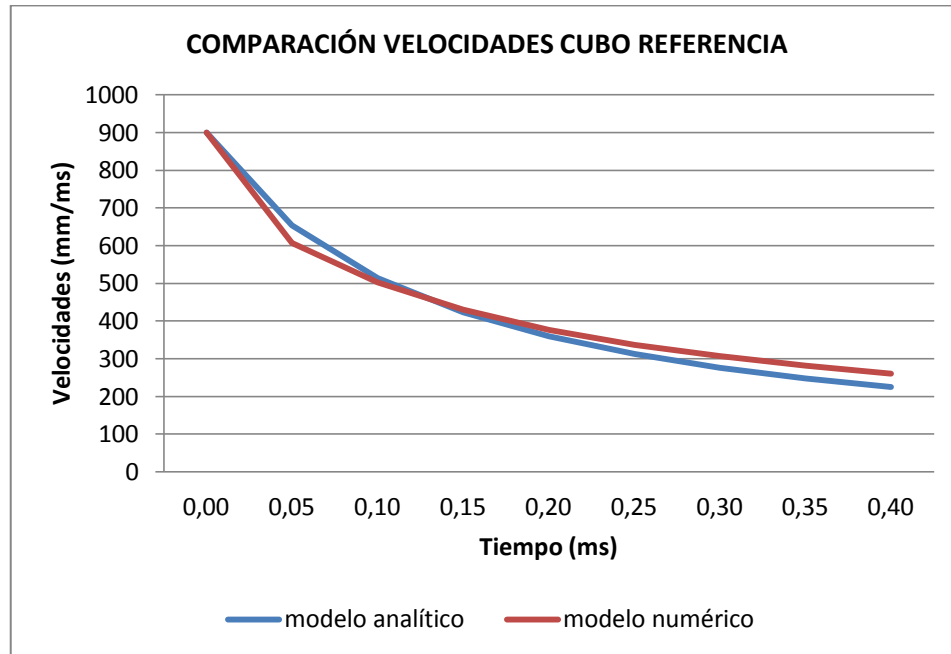
Donde  $B$  es el coeficiente de disminución de velocidad y queda definido como

$$\beta = \frac{1}{2m_p} \rho C_d A$$

Debajo de estas líneas vamos a ver gráficamente el resultado de aplicar las ecuaciones definidas anteriormente, y el resultado obtenido en la simulación, para los casos de esfera y cubo de referencia.



Gráfica 4.2



Gráfica 4.3

Como queda visible en las gráficas expuestas, los resultados obtenidos en las simulaciones numéricas, se asemejan y siguen aceptablemente la tendencia de las curvas obtenidas analíticamente.

Quizá algunos posibles desajustes puedan aparecer de la no del todo satisfactoria y correcta utilización del  $C_d$ , ya que es difícil sacar los valores correspondientes de las tablas encontradas.

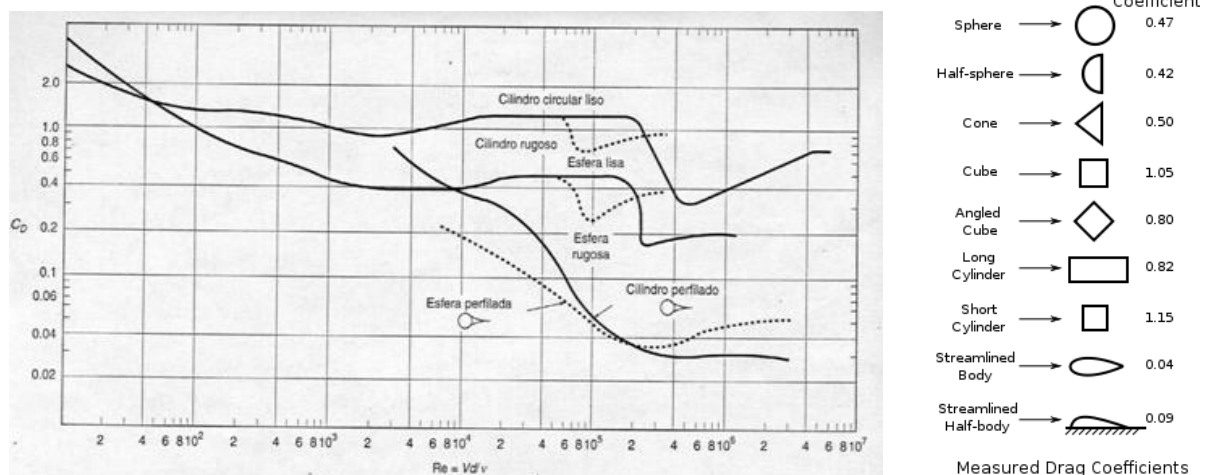


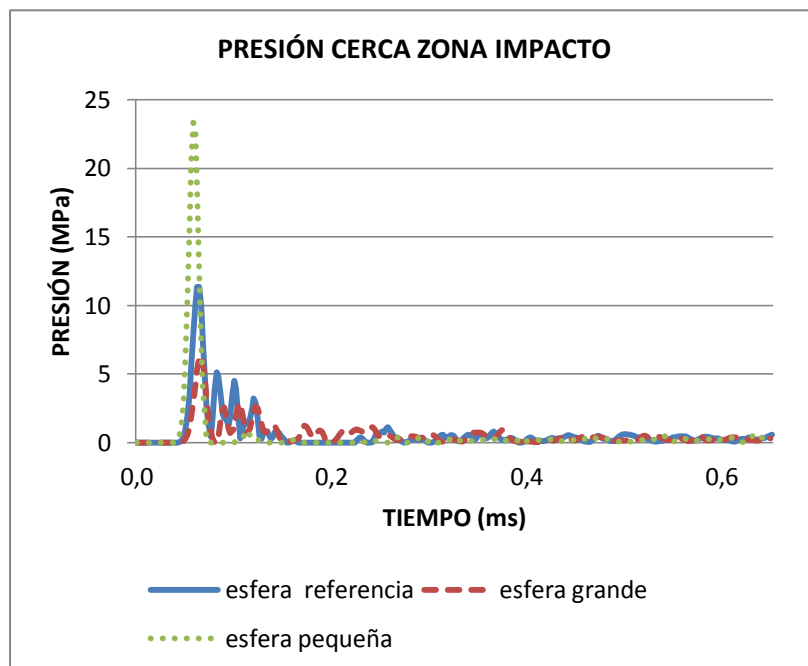
Fig4.8:Coeficiente de arrastre izqda.:(<http://www.monografias.com/trabajos90/analisis-experimental>)

Dcha:([http://es.wikipedia.org/wiki/Coeficiente\\_de\\_arrastre](http://es.wikipedia.org/wiki/Coeficiente_de_arrastre))

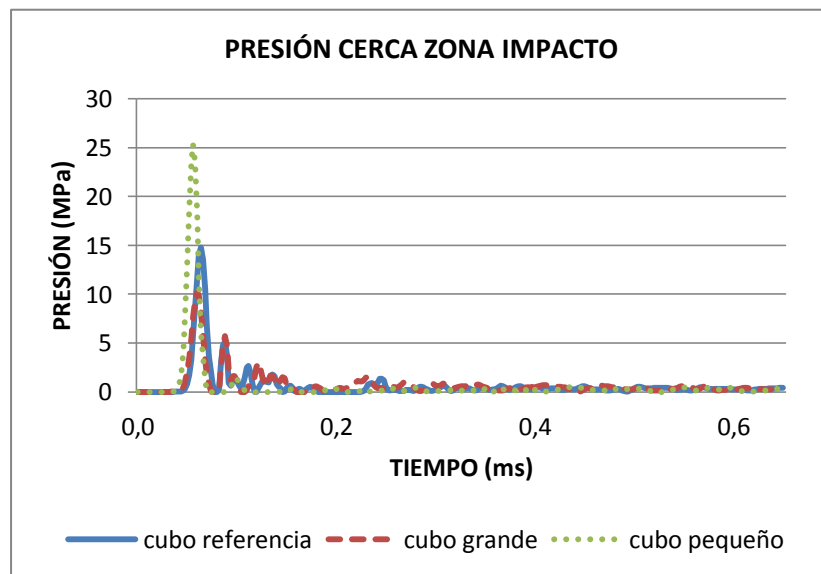
#### 4.2.4 *Presión en el fluido.*

En este punto se analizan los resultados de las presiones alcanzadas en el fluido en el interior del tanque, obtenidos en los casos de geometría esférica y cúbica. Se han estudiado dos grupos de elementos, debido a que en los ensayos que ya han sido realizados con anterioridad, se utilizaron unos sensores de presión, que se situaron a una distancia más próxima y más lejana del punto de impacto respectivamente. Los valores representados en las gráficas son un promedio de cada correspondiente grupo de elementos.

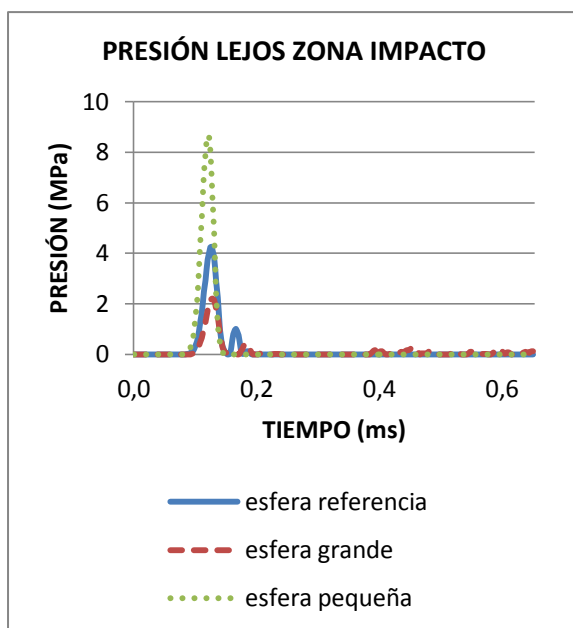
En este punto también analizaremos los resultados de presión para el caso de tubo que se encuentra a un llenado parcial del 60 % del total. Hemos escogido este porcentaje, por tener referencias de trabajos anteriores, donde ha sido el caso estudiado con menor llenado, pensando que así se visualizarían mejor las diferencias, que si utilizamos porcentajes más cercanos al llenado total.



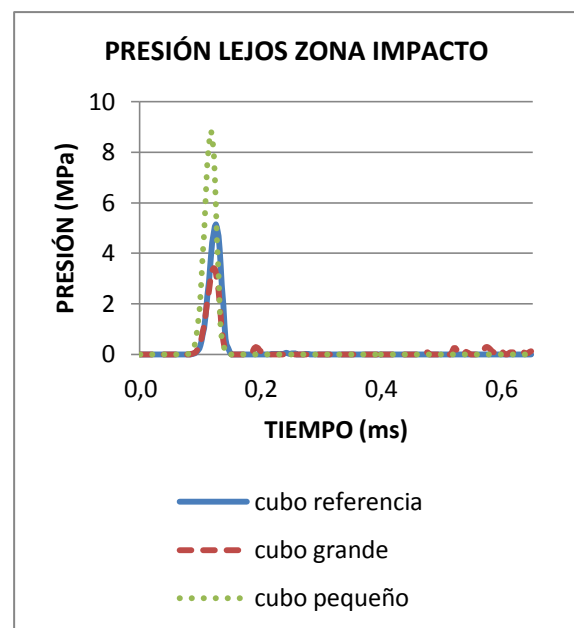
Gráfica 4.4



Gráfica 4.5



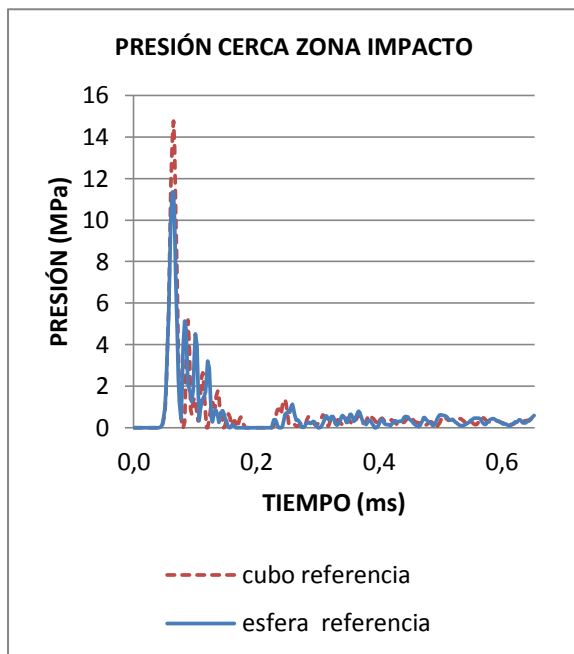
Gráfica 4.6



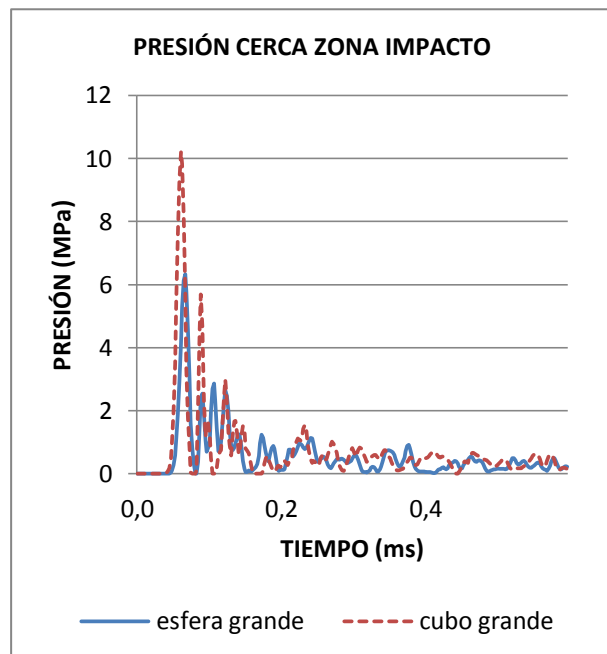
Gráfica 4.7

Estas gráficas comparan entre sí dentro de una misma geometría, la influencia del tamaño del objeto. A continuación mostraremos detalladamente la comparación de una forma frente a otra, ambas del mismo tamaño.

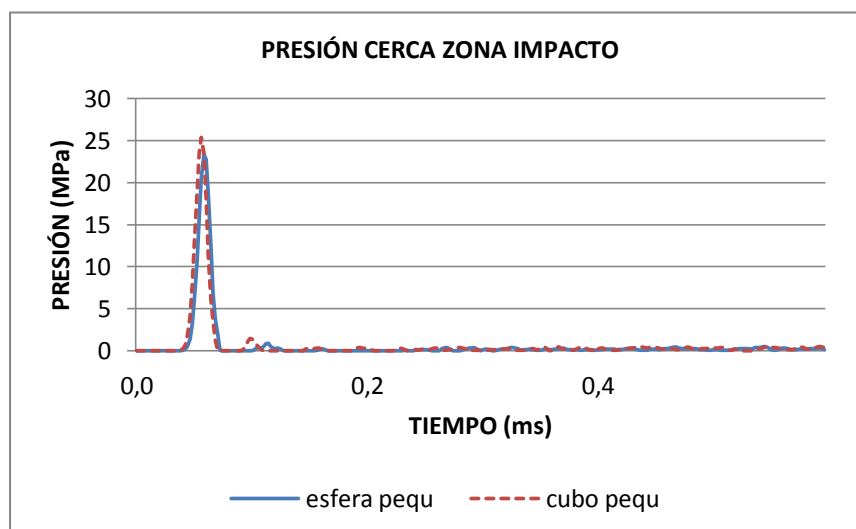
Empezaremos observando la zona cercana al punto de impacto.



Gráfica 4.8

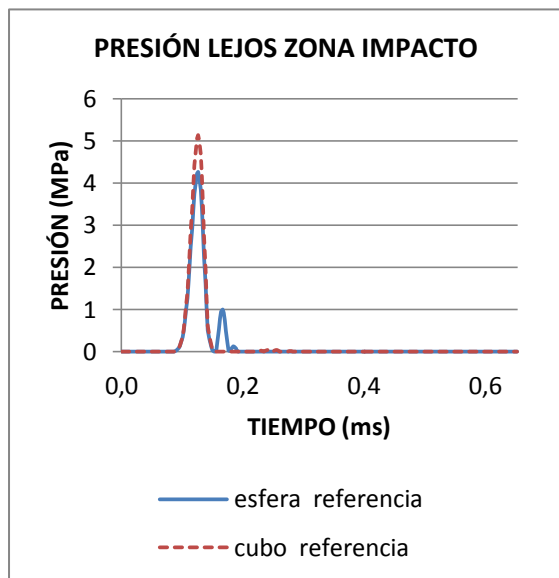


Gráfica 4.9

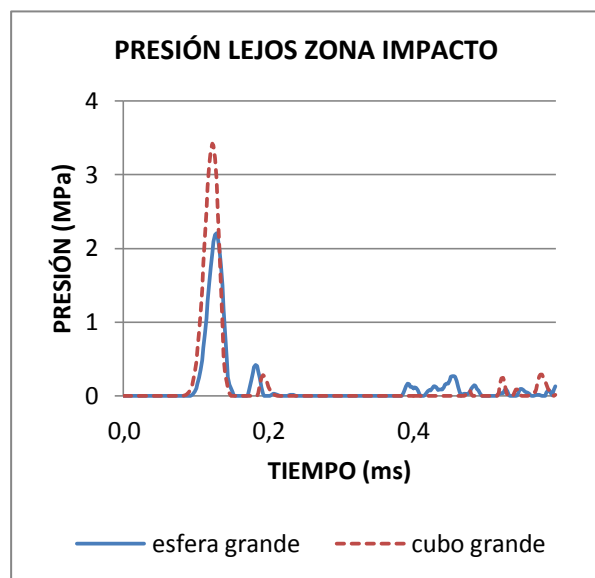


Gráfica 4.10

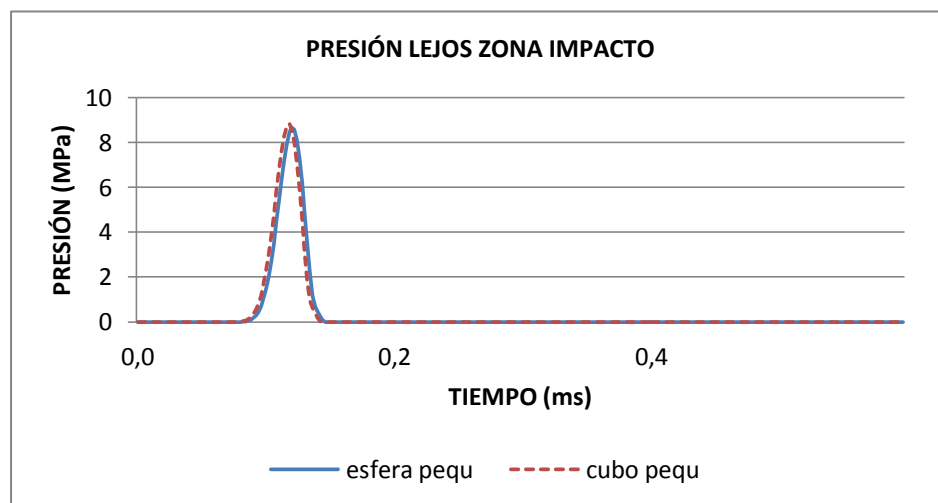
Ahora el grupo de elementos más alejado de la zona de impacto.



Gráfica 4.11



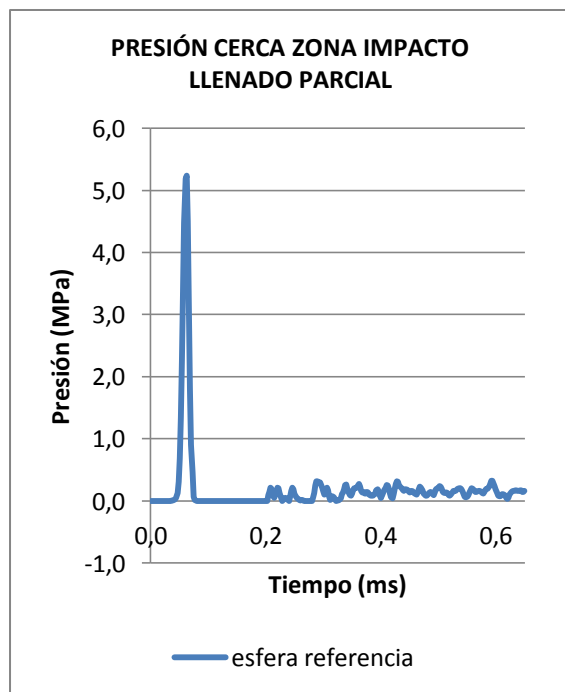
Gráfica 4.12



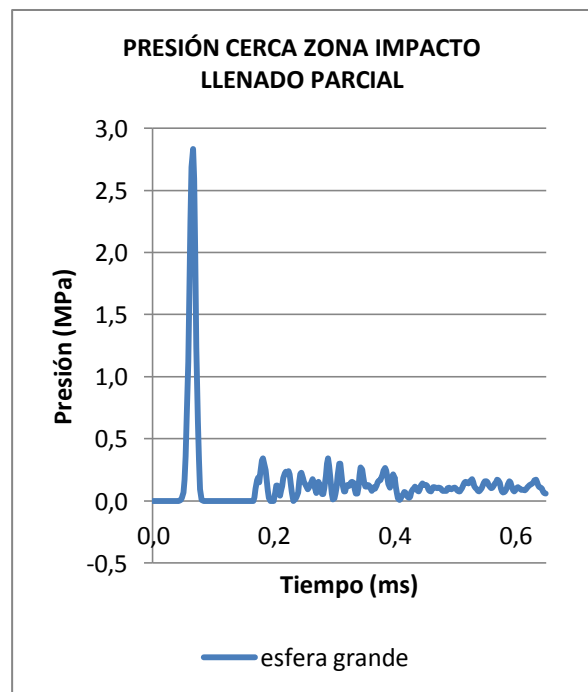
Gráfica 4.13

En las gráficas siguientes seguiremos el mismo orden para los resultados de llenado parcial, que para los casos analizados antes, empezando por las

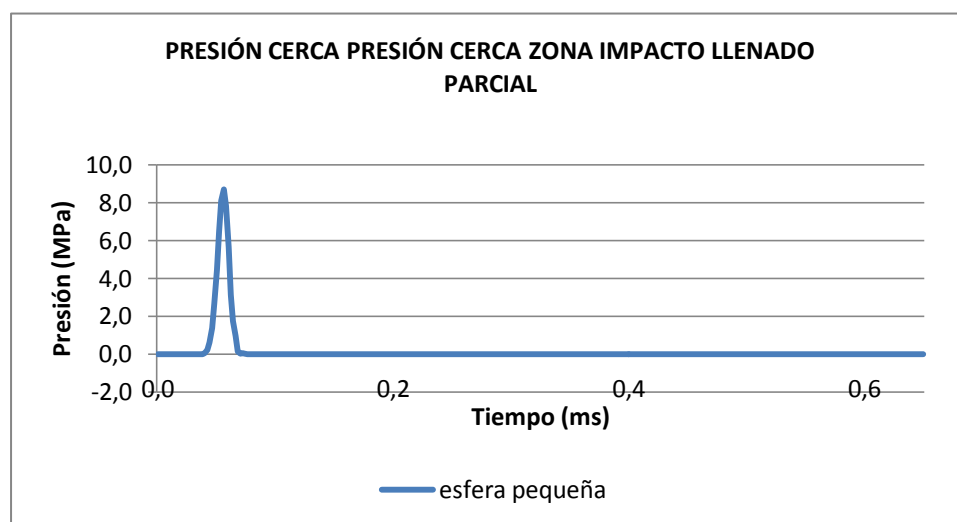
presiones recogidas en la zona cercana al impacto y posteriormente en la zona más alejada de dicha zona.



Gráfica 4.14

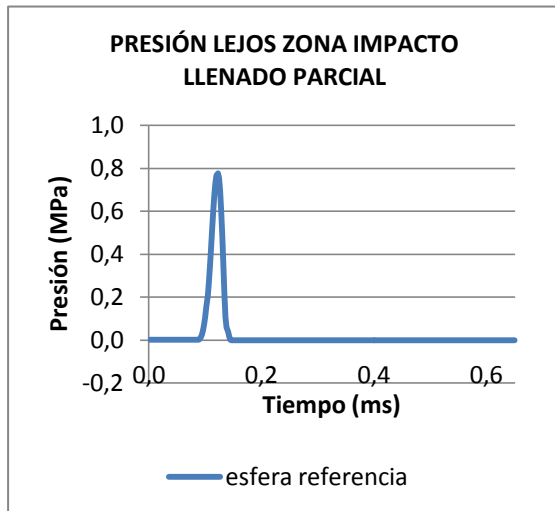


Gráfica 4.15

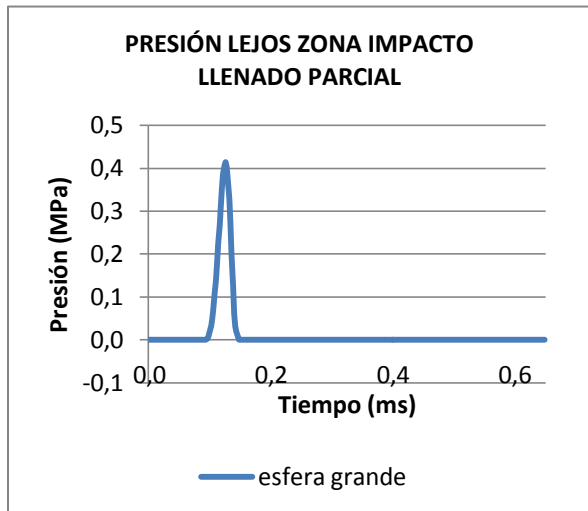


Gráfica 4.16

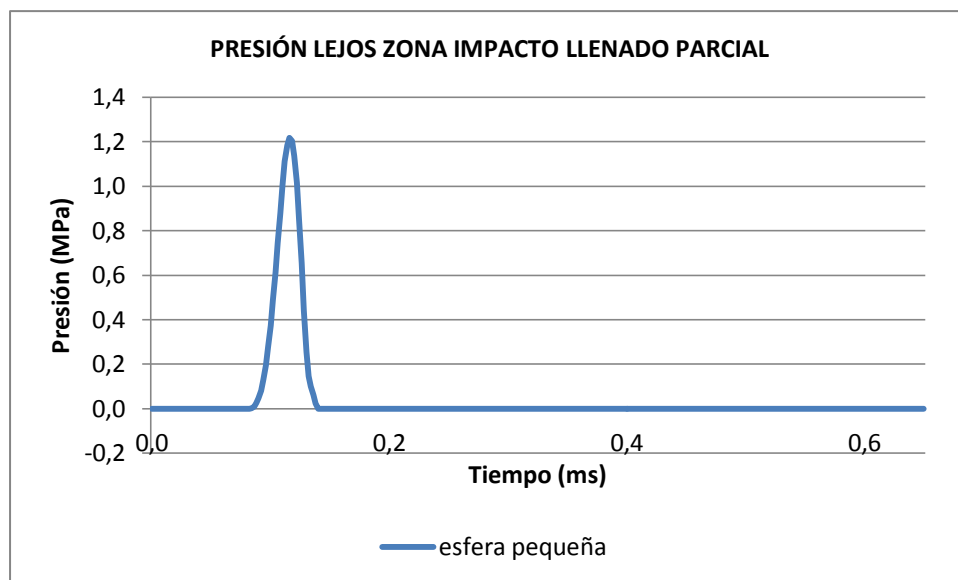




Gráfica 4.17



Gráfica 4.18



Gráfica 4.19

Observando la totalidad de las gráficas anteriores, podemos ver fácilmente que en todos los casos estudiados, los valores de la presión de la geometría de forma cúbica son siempre mayores que en la geometría esférica. En el único caso que los valores parecen aproximarse es en el caso de tamaño pequeño. Lo que podemos

concluir que la forma cúbica, a pesar de tener la misma superficie a la hora de impactar contra la pared, ejerce una mayor presión sobre la zona impactada que la forma esférica.

También se observa que tras el pulso de presión en el momento del impacto, donde salen los mayores picos de presión, después los valores se diluyen rápidamente en el tiempo, y más en las geometrías de pequeño tamaño.

Pero es importante fijarse en que los mayores picos de presión son obtenidos con el proyectil de menor tamaño, lo que da a entender que la velocidad del impacto juega un papel decisivo, ya que los siguientes valores más grandes son los de los tamaños de referencia, que tienen la segunda velocidad mayor de impacto y por último las geometrías grandes que son las más lentas impactando.

En cuanto a las diferencias entre los grupos de elementos que se recogieron sus datos gracias al sensor de presión más cercano a la zona impactada, y los datos recogidos por el otro sensor más lejano de dicha zona. Se puede ver que la presión se va propagando velozmente por el fluido y llega con unos valores muy atenuados a las zonas alejadas del punto impactado.

Volviendo a estudiar las gráficas arriba expuestas, podemos observar que en el caso del tubo parcialmente lleno, la aparición y crecimiento de la cavidad no hace que se produzca un incremento destacado de la presión, tanto en las zonas cercanas como las alejadas al punto de impacto, si comparamos con los casos de tubo completamente lleno. Esto se debe a que el fluido puede desplazarse sin obstáculo alguno por las zonas vacías del interior del tanque. En consecuencia, la deformación plástica del tubo es menor que en el caso de llenado completo.

#### **4.2.5      *Desplazamientos de las paredes.***

En este punto vamos a analizar los correspondientes desplazamientos que sufren las paredes del tanque, tanto las paredes impactadas, entrada y salida de proyectil, como la pared lateral no impactada. A continuación se muestra una imagen donde se puede ver señalada cada una de las paredes analizadas. Para conseguir representar la deformada hemos cogido los nodos desde la zona impactada hasta un poco más allá de la unión entre las paredes y el panel de PMMA una vez transcurrido el tiempo de ensayo.

De igual manera que en los casos de presiones, aprovecharemos este apartado para contemplar los resultados obtenidos para nuestro caso del tubo lleno parcialmente. Aquí también se hará una comparativa primera entre una misma geometría pero con diferentes tamaños, y posteriormente se procederá a comparar una por una, a igual tamaño, la influencia de la forma.

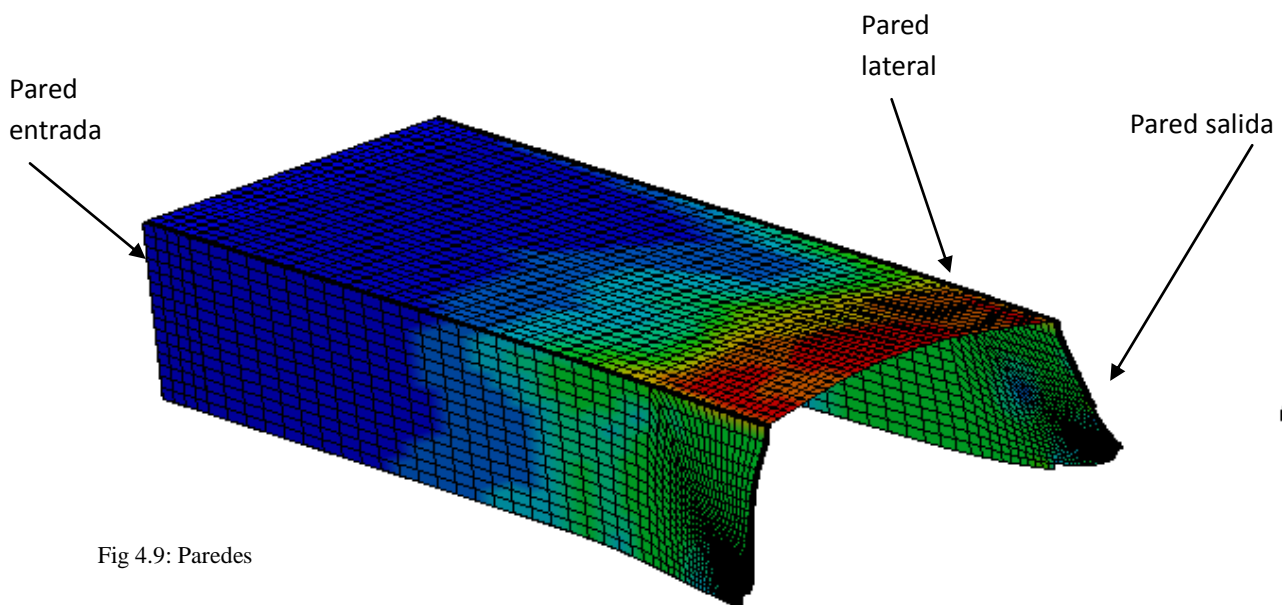
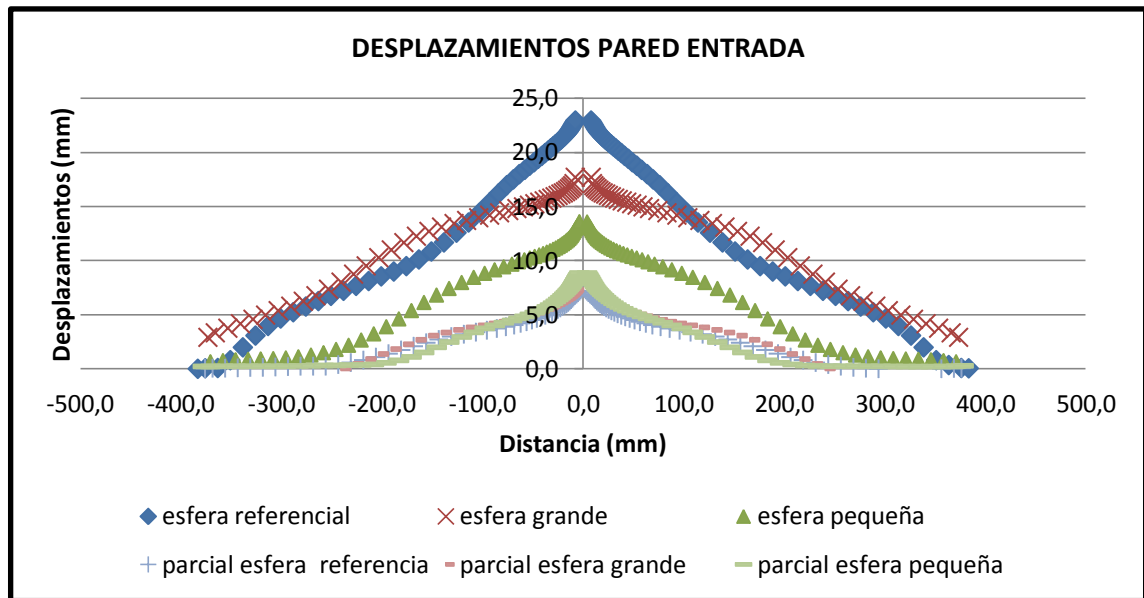


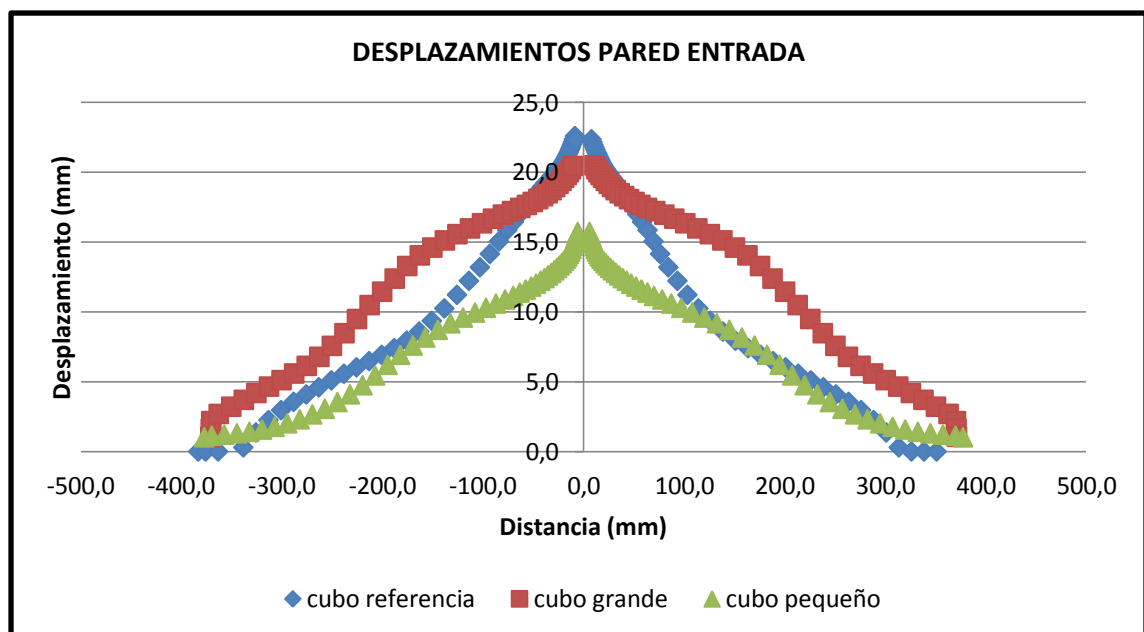
Fig 4.9: Paredes

#### **4.2.5.1 DESPLAZAMIENTO DE LA PARED DE ENTRADA**

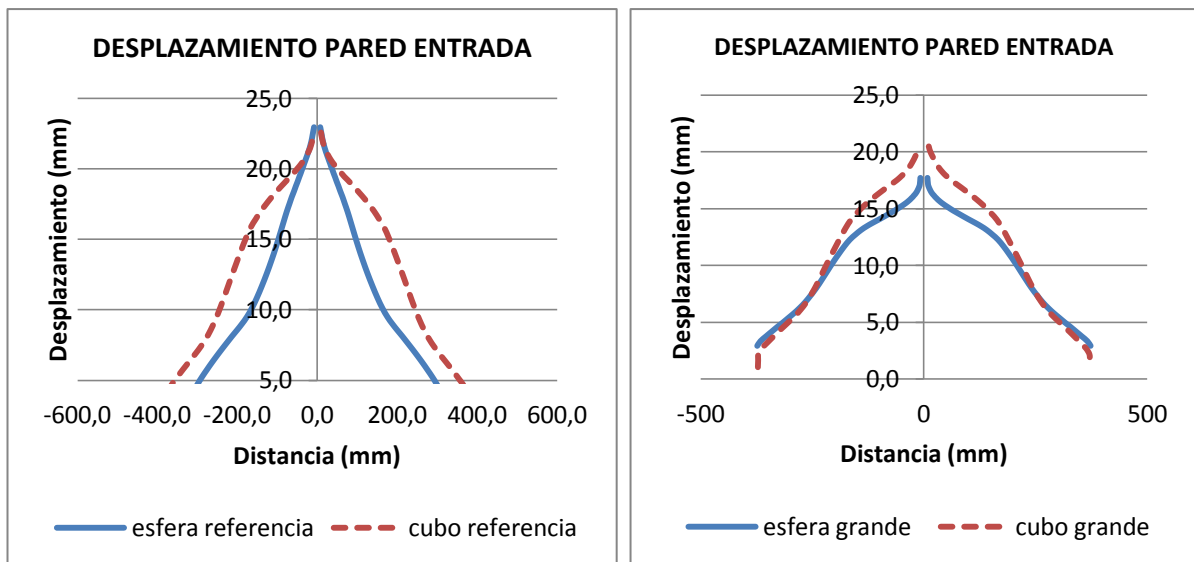
Los resultados obtenidos tras la simulación de los casos para los desplazamientos de la pared de entrada son los que se muestran a continuación.



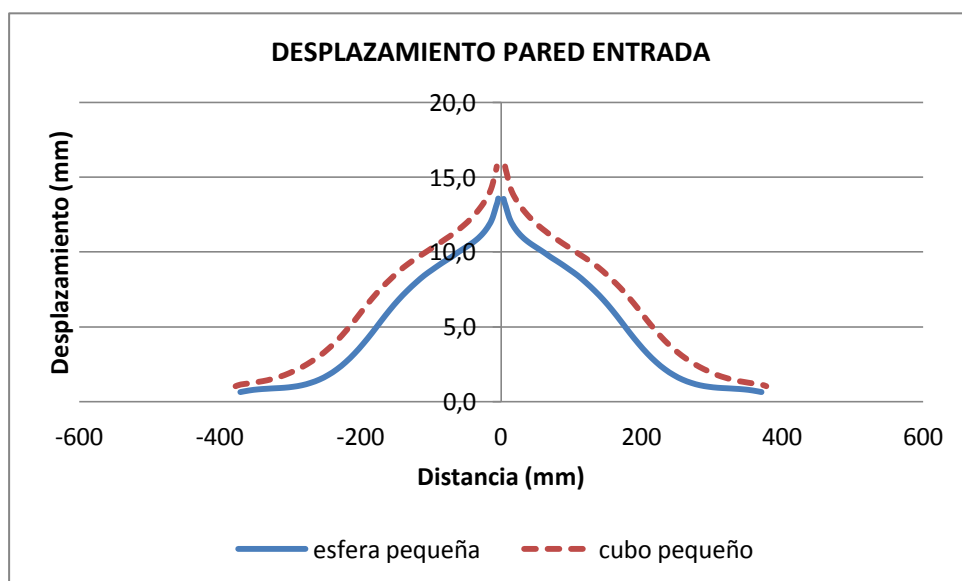
Gráfica 4.20



Gráfica 4.21



Gráficas de izqda. a dcha y abajo: 4.22, 4.23, 4.24

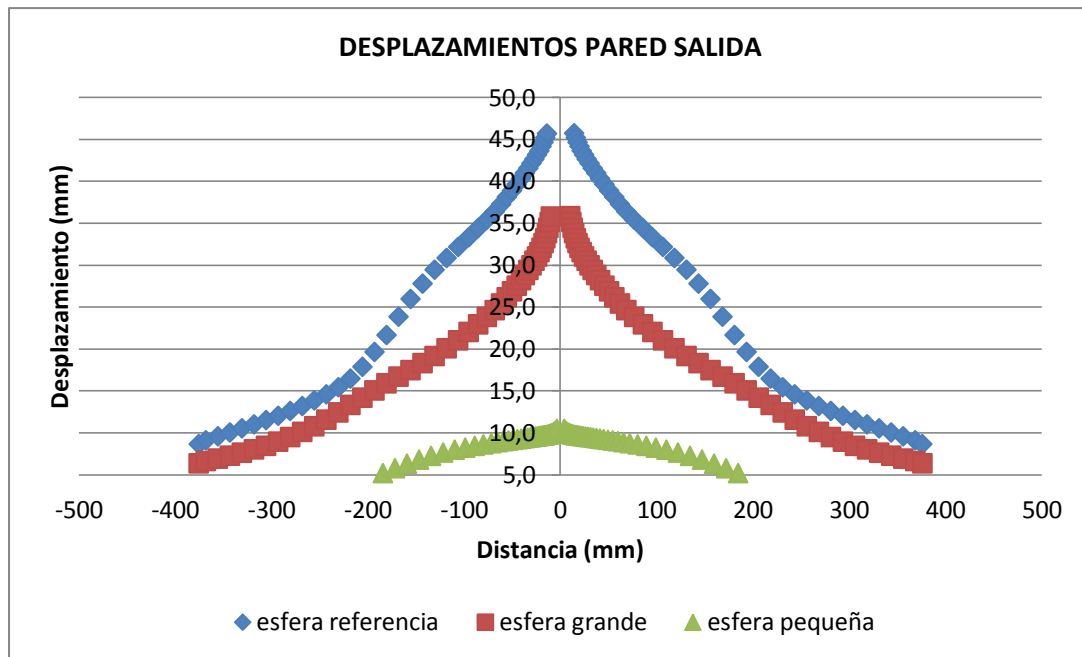


Observando las gráficas nos damos cuenta de que se sigue una tendencia generalizada para ambas geometrías, esferas y cubos, donde se ve claramente reflejado que el mayor desplazamiento siempre es el del proyectil de tamaño referencial, seguido del proyectil de tamaño grande y por último estaría el proyectil de menor tamaño. Al contrario de lo que se pensaba inicialmente, donde el caso de mayor tamaño se creía que sería el que más desplazamiento iba a infligir. Esto puede ser debido que aún con su mayor tamaño, la cavidad que genera en su recorrido no es mayor que la generada por el proyectil de referencia, como vemos en la imagen de comparativa de cavidades, lo que nos hace volver a reflexionar de nuevo sobre la importancia de la velocidad que lleva el objeto y la cantidad de energía que transmite al fluido, si miramos la gráfica anterior de energías, como ya hemos mencionado anteriormente, vemos que la esfera de referencia se frena más en el interior del fluido, transmitiendo así mayor energía cinética a éste, y en consecuencia más movimiento del fluido, repercutiendo finalmente en la deformación de la pared.

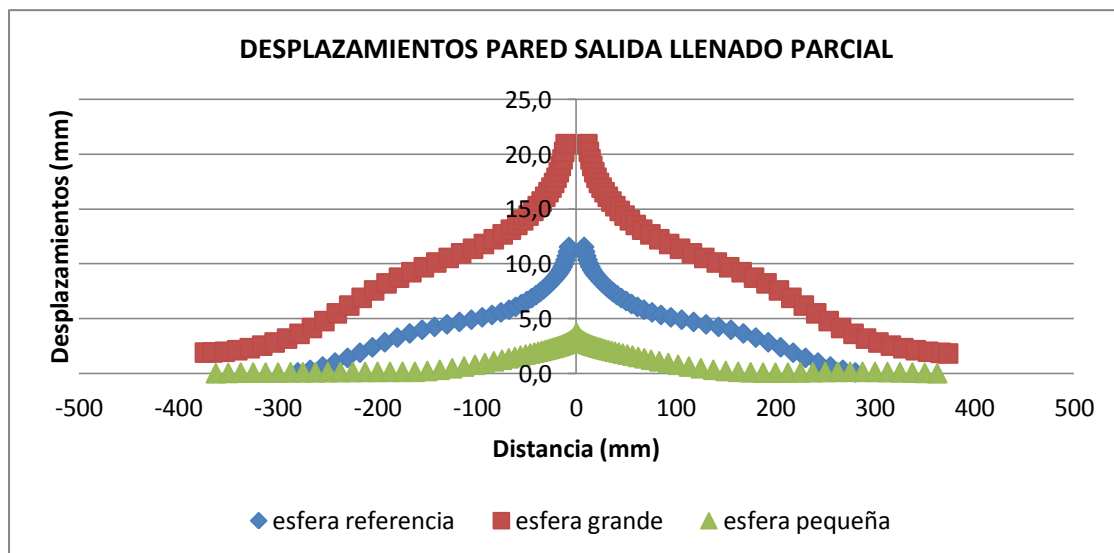
En cuanto a la influencia de la geometría, se observa que es poco significativa en este caso de la pared de entrada, aunque se ve que los valores del cubo son algo más elevados que en la esfera.

#### **4.2.5.2 DESPLAZAMIENTO DE LA PARED DE SALIDA**

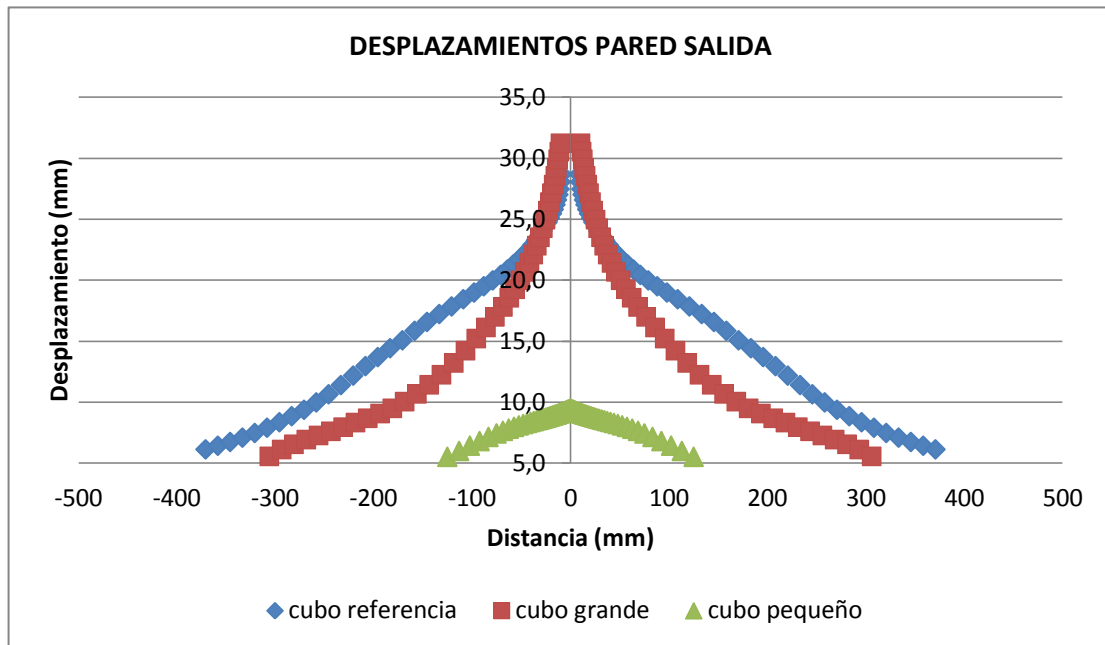
Igual que para la pared de entrada, los resultados obtenidos tras la simulación de los casos para los desplazamientos de la pared de salida son los que se muestran a continuación. Todo ha sido analizado para el total de los casos estudiados.



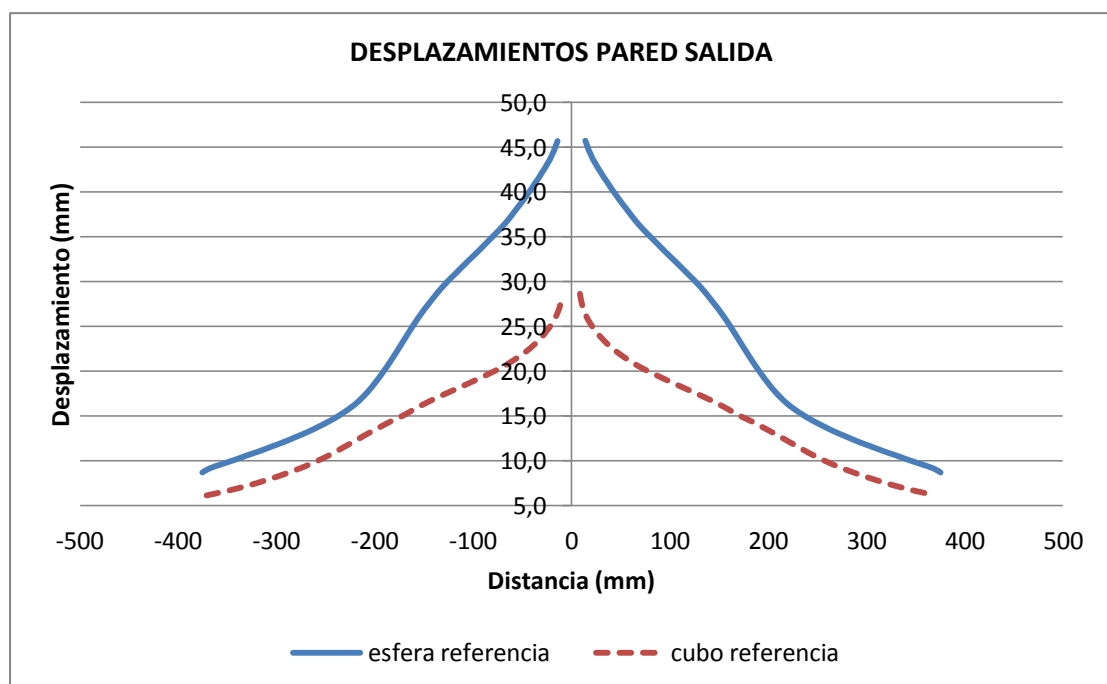
Gráfica 4.25



Gráfica 4.26

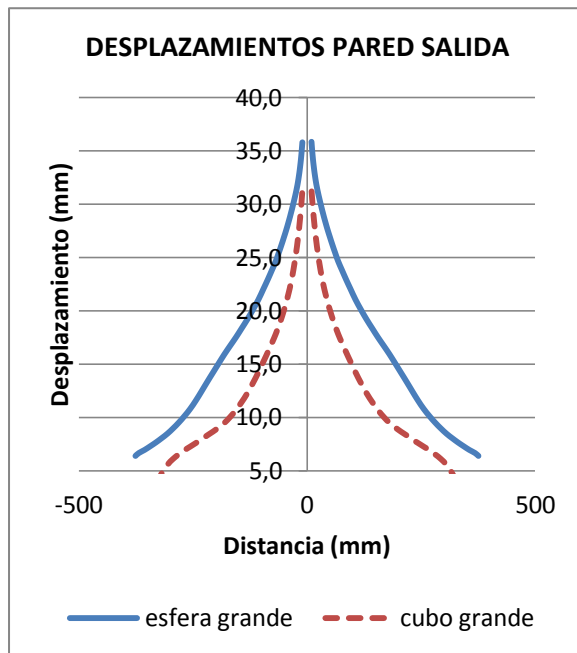


Gráfica 4.27

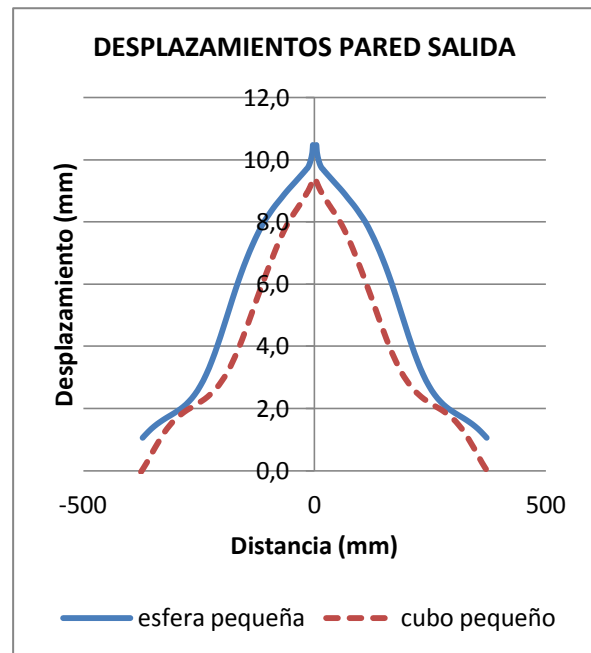


Gráfica 4.28





Gráfica 4.29



Gráfica 4.30

Tras observar detenidamente las gráficas, podemos ver que sigue la tendencia, como ya ocurriera en apartados anteriores, de que el mayor desplazamiento se da con el tamaño de referencia, luego con el grande y por último con el pequeño. En cuanto a la geometría, se ve que a diferencia de los casos de la pared de entrada, donde el cubo tenía unos valores un poco por encima de la esfera, ahora en la pared de salida es la esfera la que inflige mayor desplazamiento a la pared.

Los valores suelen ser cercanos exceptuando el caso de la comparativa de esfera con cubo ambos de referencia. Esto puede ser debido a como ya hemos podido ver antes, las tensiones en las paredes son mayores en el caso de la esfera de referencia que en el cubo.

En cuanto a los casos de llenado parcial, los valores están representados en las mismas gráficas de valores de los casos de llenado completo, donde podemos decir, que debido a la misma explicación que ocurre para las presiones, la posibilidad de movimiento del fluido en el hueco del tanque que queda vacío, hace que los resultados sean menores en todos los aspectos. Aunque sí que hay que señalar, que en este caso de desplazamiento de la pared de salida en el llenado parcial, vemos que la esfera grande tiene un valor considerablemente mayor al siguiente que es el de referencia. Podemos pensar que aunque vemos en la gráfica de energía cinética del proyectil, que la esfera grande es la que menos se frena dentro del proyectil y por lo tanto transfiere menos energía, pero por otro lado como ya hemos comentado la velocidad es un factor muy importante a la hora de causar el desplazamiento de las paredes, y como la esfera grande es la que menos velocidad pierde, puede ser que eso sea lo que haga que cause un mayor desplazamiento a la pared.

#### 4.2.5.3 ***DESPLAZAMIENTO DE LA PARED LATERAL***

En el siguiente apartado se examinará el desplazamiento que sufre la pared lateral del tanque, que se trata de la no impactada por el proyectil. Como en los apartados anteriores, en las gráficas se van a analizar todos los casos estudiados, incluido el llenado parcial, comparando primero para una misma geometría, distintos tamaños, y luego para el mismo tamaño, distinta forma. En la imagen de abajo, vista de la pared lateral la cuál va a deformarse.

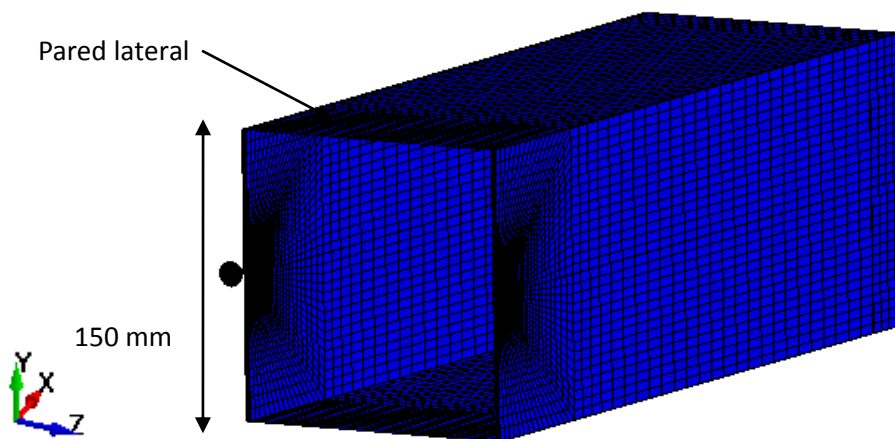
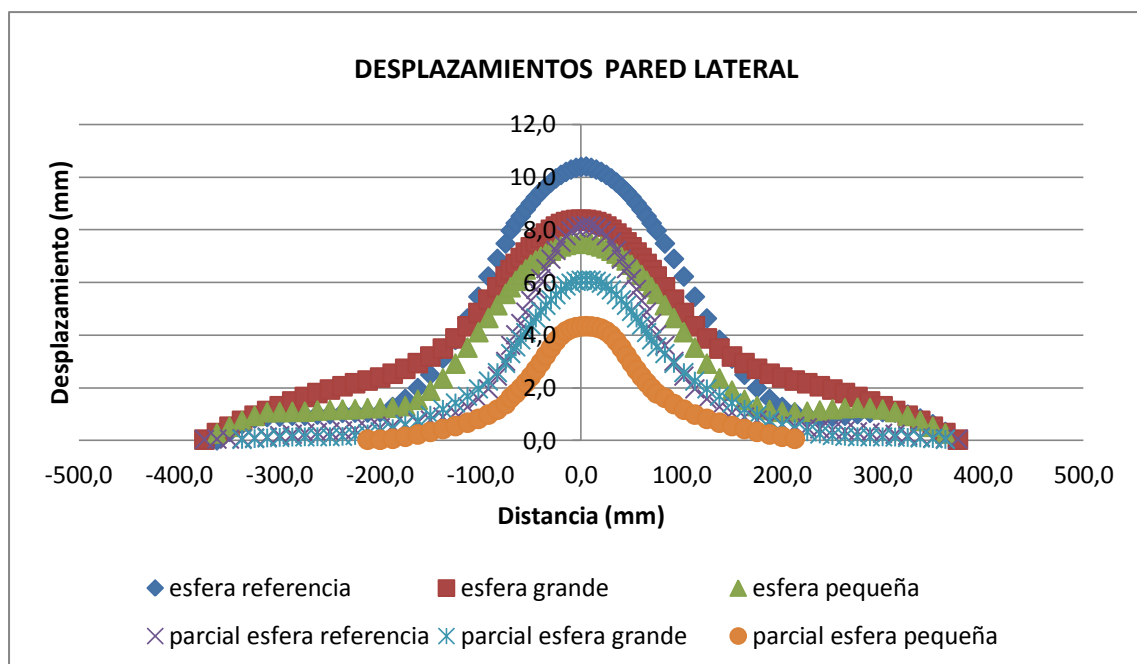
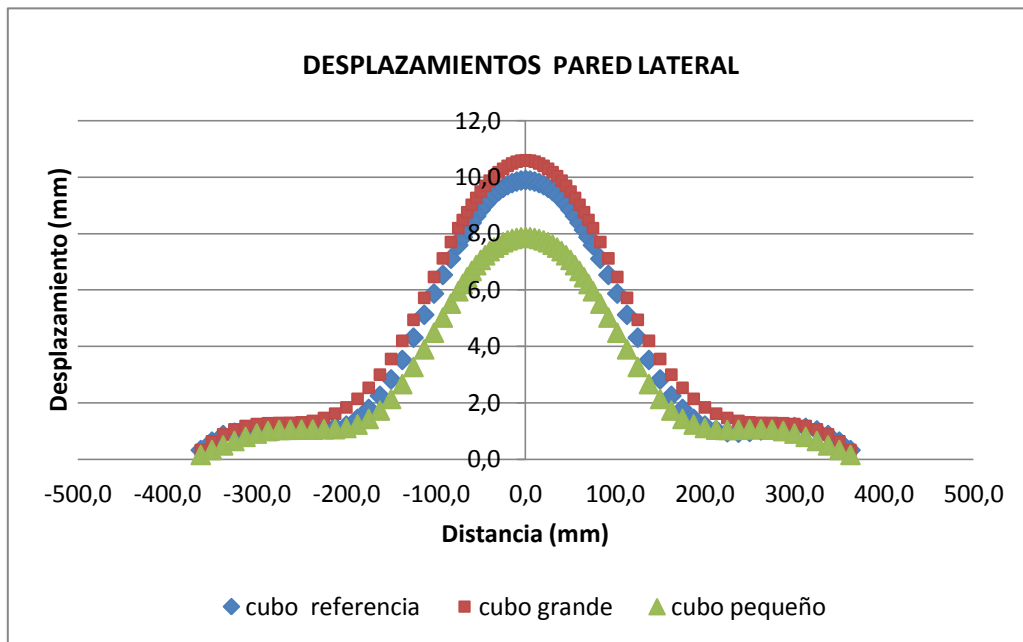


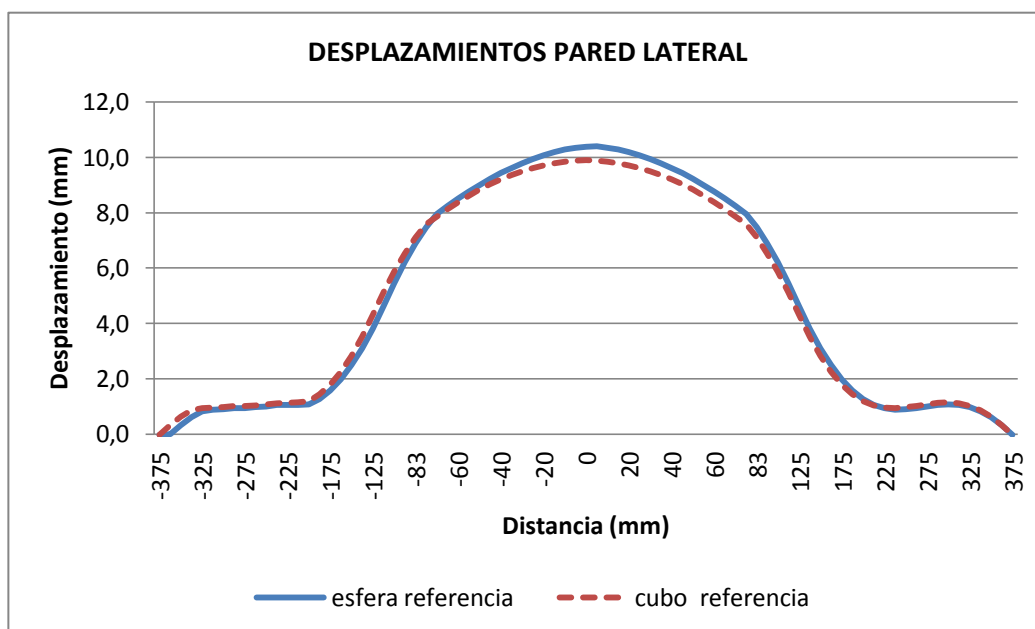
Figura 4.10: El eje de desplazamiento de la pared lateral será el Y



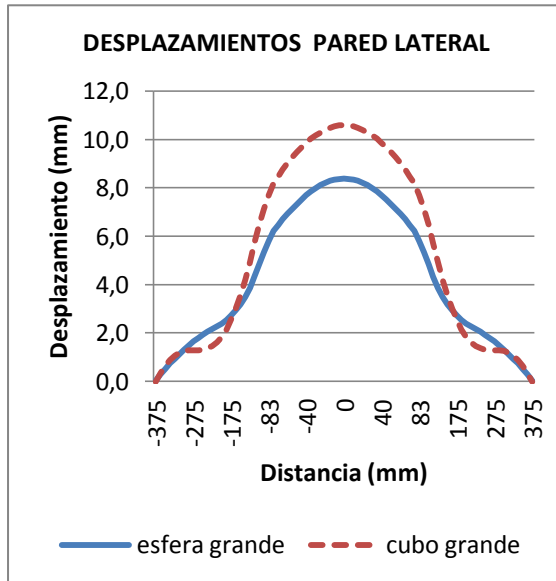
Gráfica 4.31



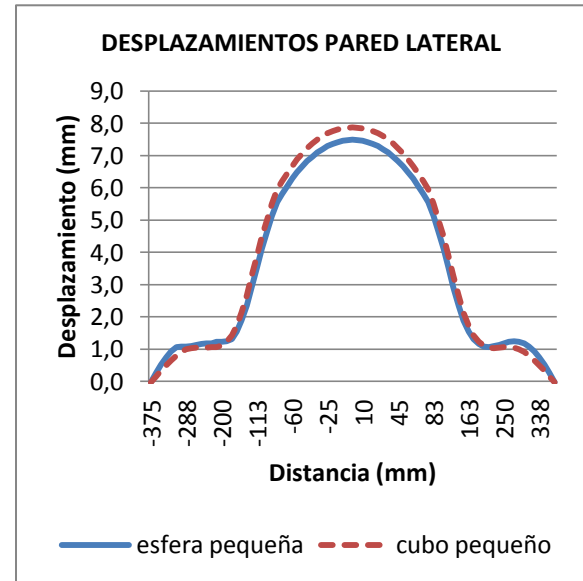
Gráfica 4.32



Gráfica 4.33



Gráfica 4.34



Gráfica 4.35

Volvemos a contemplar resultados parecidos en cuanto a tendencia del tamaño de referencia a estar por lo general en los valores más altos, seguido del tamaño grande y el pequeño.

En cuanto a la diferencia de geometría los datos obtenidos se asemejan bastante entre una forma y otra, quitando la forma grande que si que están por encima los valores del cubo frente a la esfera, pero tampoco muy significativo.

# ***CAPÍTULO 5***

## ***Conclusiones y trabajos futuros***

## 5.1 Conclusiones

La finalidad de este trabajo era, primeramente la comprensión del fenómeno del Golpe Hidrodinámico, y a partir de ello, estudiar sus efectos, a raíz de un hipotético caso de impacto sobre el ala de una aeronave, y por consiguiente sobre los tanques de combustible integrados en las celdas o compartimentos de la estructura interior alar. Con ese fin, se han realizado diferentes simulaciones con distintas formas y tamaños de objeto impactador.

Primeramente hay que resaltar, que dentro del programa de simulación numérica LS-DYNA, un programa sencillo de manejar, pero como todo requiere su tiempo de adaptación y aprendizaje para realizar cada modelo, hemos utilizado el tipo de formulación ALE, porque ya sabíamos de otros trabajos, que es la que mejor se iba a adaptar a los requisitos de nuestro problema, en relación precisión de cálculo con tiempo computacional. Ya que dicho tiempo para el corrido completo de la simulación puede oscilar, en el caso de nuestros modelos, entre 15 y 30 horas, dependiendo entre otros factores, del tamaño de la geometría, periodo de tiempo que se quiere simular, refinado del mallado y también la potencia del ordenador con el que se vaya a procesar toda esa información. Por lo que si quiere llevar a cabo un trabajo de este tipo, se debe de contar con la posibilidad de disponer de esa cantidad de tiempo.

Una vez comentado lo anterior, finalmente se consiguieron recoger los resultados pedidos a nuestro programa, tanto las presiones alcanzadas en cada caso por el fluido, así como los desplazamientos sufridos por cada pared del tanque.

Observando los datos obtenidos, y comparando gráficamente todos los casos estudiados en las distintas simulaciones, podemos llegar a las siguientes conclusiones:

- Comparando forma esférica con cúbica, se puede ver que de forma generalizada el proyectil esférico inflige más desplazamiento a las paredes que el proyectil cúbico. Aunque sus valores están en el mismo orden de magnitud, y por lo tanto no hay tampoco diferencias muy significativas.
- Independientemente de la forma, centrándonos en el tamaño, vemos que también hay una tendencia en los desplazamientos de las paredes, que por lo general el tamaño más influyente es el de referencia, a continuación el grande y por último el pequeño.
- Analizando las presiones, pasa al contrario que con los desplazamientos. Los proyectiles cúbicos imprimen más presión que los proyectiles esféricos. Y en cuanto al tamaño, en este aspecto el tamaño pequeño va en primer lugar, luego el tamaño de referencia y por último el tamaño grande.
- En el caso del tubo lleno parcialmente, podemos decir que sigue en líneas generales el comportamiento del tubo lleno completamente en casi todas las facetas estudiadas, pero con la distinción de que todos los efectos están atenuados, resultando así unos valores menores en todos los aspectos.

## 5.2 Trabajos futuros

En vista de los resultados obtenidos en las diferentes simulaciones y las conclusiones extraídas a tal efecto, se propone realizar los siguientes trabajos futuros sobre el efecto del Golpe Hidrodinámico:



- Llevar a cabo simulaciones numéricas pero donde no haya condiciones de simetría en la geometría del impacto.
- Realizar modificaciones tanto en la geometría del tanque, como probar otros tipos de forma geométrica para los proyectiles, diferentes a los aquí estudiados.
- Trabajar sobre la trayectoria que sigue el proyectil, como por ejemplo variar el ángulo de incidencia del proyectil sobre la pared del tanque.
- Realización de simulaciones numéricas empleando otros tipos de materiales distintos a los aquí utilizados.

## Lista de referencias

- [1] FRY PHILIP F. *A review of the analyses of Hydrodynamic Ram*. Ohio: Air Force Flight Dynamics Lab. Wright-Patterson AFB, 1976.
- [2] MINISTERE DE L'EQUIPEMENT DES TRANSPORTS ET DU LOGEMENT. *Report translation "Accident on 25 July 2000 at La Patte d'Oiein Gonesse (95) to the Concorde registered F-BTSC operated by Air France"*. Francia.
- [3] LUNDSTROM EA, STULL E. *Fluid dynamic analysis of Hydraulic Ram II (Results of experiments)*. 1976.
- [4] KENNETH SCOTT BATES, JR. *Aircraft fuel tank entry wall-projectile interaction studies*. California: 1973.
- [5] Bless S. J, Fry P. F, Barber J. P, Newman, R. K. *Studies of Hydrodynamic Ram Induced by High Velocity Spherical Fragment Simulators*. 1976.
- [6] Bless S. J. *Fuel tank survivability for Hydrodynamic Ram induced by high-velocity fragments (Experimental results and design summary)*. 1978.
- [7] COPLAND, ALLISTER. *Hydrodynamic Ram attenuation*. US Army Ballistic Research Laboratory, 1983.
- [8] AVERY, JOHN G. *Design Manual for Impact Damage Tolerant Aircraft Structure*. 1981.
- [9] LUNDSTROM E.A, ANDERSON T. *Hydraulic Ram model for high explosive ammunition, in: Symposium on Shock and Wave Propagation, Fluid-Structure Interaction and Structural Responses*. Honolulu: 1989.
- [10] SEDDON C.M, MOODIE K, THYER A.M, MOATAMEDI M. *Preliminary analysis of fuel tank impact*. 2004.
- [11] NISHIDA M, TANAKA K. *Experimental study of perforation and cracking of water-filled aluminum tubes impacted by steel spheres*. International Journal of Impact Engineering.

- [12] VARAS DAVID, ZAERA POLO, LÓPEZ JORGE. *Experimental analysis of fluid-filled aluminium tubes subjected to high-velocity impact*. International Journal of Impact Engineering: 2008.
- [13] BRASS J, YAMANE JR, JACOBSON MJ. *Effects of internal blast on combat Aircraft structure*. 1974.
- [14] BALL RE. *A computer program for the geometrically nonlinear static and dynamic analysis of arbitrarily loaded shells of revolution*.
- [15] LUNDSTROM E.A. *Fluid/Structure interaction in Hydraulic Ram*. 1977.
- [16] ANKENY D.P. "Hydraulic Ram Structural Response" in *proceedings of the Hydrodynamic Ram seminar*. Mayo 1977.
- [17] WIERZBICKI T, MOUSSA N.A. *Deformation and rupture of an aircraft fuel tank under Hydraulic Ram pressure loading*. 1992.
- [18] KIMSEY K.D. *Numerical Simulation of Hydrodynamic Ram*. Army Ballistic Research Laboratory: 1980.
- [19] LIVERMORE SOFTWARE TECHNOLOGY CORPORATION (LSTC). *LS-DYNA keyword user's manual. Volume II "material Johnson Cook"*. 2012
- [20] KARAGIOZOVA D, JONES N. *Dynamic buckling of elastic-plastic square tubes under axial impact II*. 2004.
- [21] YANG, C.C. *Material Properties of Square Tube, The 9th Fundamental Scientific Conference of Chinese Armed Forces Academy*. Taiwan: 2002.
- [22] LIVERMORE SOFTWARE TECHNOLOGY CORPORATION (LSTC). *LS-DYNA keyword user's manual. Volume I "Equation of state linear polynomial"*. 2012
- [23] LIVERMORE SOFTWARE TECHNOLOGY CORPORATION (LSTC). *LS-DYNA keyword user's manual. Volume II "material Null"*. 2012.
- [24] LIVERMORE SOFTWARE TECHNOLOGY CORPORATION (LSTC). *LS-DYNA keyword user's manual. Volume I "Equation of Gruneisen"*. 2012.
- [25] BOYD R, ROYLES R, EL-DEEB K.M.M. *Simulation and validation of UNDEX phenomena relating to axisymmetric structures*. Dearborn: 2000.

## Otra bibliografía y webs empleadas.

Pernas-Sánchez J., Pedroche DA, Varas D., López-Puente J., Zaera R., Numerical modeling of ice behaviour under high velocity impacts. *International Journal of Impact Engineering*, 2012.

Qasim H.Shah and Hasa M.Abid. *From Ls-Prepost to LS-Dyna: An Introduction; LS-Dyna for beginners with 13 step by step solved examples*.

*LS- DYNA Keyword User's Manual Volume I*. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 2012.

*LS- DYNA Keyword User's Manual Volume II: Material Models*. Livermore, California: Livermore Software Technology Corporation, 2012.

[www.dynasupport.com](http://www.dynasupport.com)

# ***ANEXO***

### **CASO TUBO LLENADO PARCIAL ESFERA DE REFERENCIA**

En este anexo queda reflejada la tarjeta que ha sido utilizada para el caso de tubo parcialmente lleno. Hemos querido dejar constancia de este caso en particular, porque reúne todas las condiciones de los demás casos, con el añadido y singularidad de la sentencia que ha de utilizarse para llevar a cabo la representación del llenado parcial.

#### **CONTROL CARDS**

```
$ CONTROL_ALE
$ DCT NADV METH AFAC BFAC CFAC DFAC EFAC
  3  1  3  -1  0.0  0.0  0.0  0.0
$ START END AAFAC VFACT VLIMIT EBC
0.0 1.0 E+20 1 0.0001 0.0 0.0
$ CONTROL_TERMINATION
$ ENDTIM ENDCYC DTMIN ENDENG ENDMAS
8 0.0 0.0 0.0 0.0
```

#### **DATABASE CONTROL FOR BINARY**

```
$ DATABASE_BINARY_D3PLOT
$ DT/CYCL LCDT BEAM NPLTC
0.01 0 0 0
```

#### **DATABASE HISTORY CARDS**

```
$ DATABASE_HISTORY_SOLID_SET
$ SOLIDS_PRESSION
$ SSID1 SSID2 SSID3 SSID4 SSID5 SSID6 SSID7 SSID8
1 2 0 0 0 0 0 0
*PART
C.TRAS
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
2 2 2 3 0 0 0 0
C.ABAJO
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
3 1 2 3 0 0 0 0
C.ARRIBA
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
4 1 2 3 0 0 0 0
PMMA
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
5 1 2 3 0 0 0 0
AGUA
```

```
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
6 3 3 1 0 0 0 0
AIRE
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
6 3 4 2 0 0 0 0
AIRE_INT
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
7 2 2 3 0 0 0 0
AIRE_EXT
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
8 2 3 0 0 0 0
PROYECTIL
$ PID SECID MID EOSID HGID GRAV ADPOPT TMID
9 1 1 0 0 0 0 0
```

#### **SECTION CARDS**

```
*SECTION_SOLID
$ SECID ELFORM AET
1 1 0
*SECTION_SHELL
$ SECID ELFORM SHRF NIP PROPT QR/IRID ICOMP SETYP
2 2 1 2 0 0 0 1
*SECTION_SOLID_ALE
$ SECID ELFORM AET
7 3 11 3
8 $ AFAC BFAC CFAC DFAC START END AAFAC
9 0 0 0 0 0 1.0 E+20 0
```

#### **MATERIAL CARD**

```
*MAT_ELASTIC
PROYECTIL
$ MID RO E PR DA DB
1 7.8500E-6 207 0.28 0 0
*MAT_JOHNSON_COOK
TANQUE
$ MID RO G E PR DTF
2 2.7E-6 26.5 71 0.33 0
$ A B N C M TM TR EPSO
0.2 0.144 0.62 0 1 900 300 0.001
$ CP PC SPALL IT D1 D2 D3 D4
875 0 0 0 0.2 0.000 0 0
*MAT_NULL
AGUA
$ MID RO PC MU TEROD CEROD YM PR
3 1.0E-6 0 1.7E-9 0 0 0 0
*MAT_NULL
AIRE
$ MID RO PC MU TEROD CEROD YM PR
4 1.22E-9 -1.0E-09 1.7E-9 0 0 0 0
*MAT_ELASTIC
```

VENTANA PMMA  
\$ MID RO E PR DA DB  
5 1.18E-6 3 0.35 0.0 0.0

#### EOS CARDS

\*EOS\_GRUNEISEN  
AGUA  
\$ EOSID C S1 S2 S3 GAMA0 A E0  
1 1448 1.979 0 0 0.11 3 9.2E-4  
V0  
1  
\*EOS\_LINEAR\_POLYNOMIAL  
AIRE  
\$ EOSID C0 C1 C2 C3 C4 C5 C6  
2 0 0 0 0 0.4 0.4 0  
E0 V0  
2.537E-4 1  
\*EOS\_LINEAR\_POLYNOMIAL  
TANQUE  
\$ EOSID C0 C1 C2 C3 C4 C5 C6  
3 0 70 0 0 0 0 0  
E0 V0  
0 1

#### INITIAL CARDS

\*INITIAL\_VELOCITY\_GENERATION  
VELOCIDAD DEL PROYECTIL  
\$ ID STYP OMEGA VX VY VZ  
5 2 0 0 0 900  
\$ XC YC ZC NX NY NZ PHASE  
0 0 0 0 0 0 0  
\*INITIAL\_VOLUME\_FRACTION\_GEOMETRY

\$Agua-Int

\$	FMSID	FMIDTYP	BAMMG	NTRACE
\$#	fmsid	fmidtyp	bammg	ntrace
	6	1	2	6

\$^DENTRO TANQUE-AGUA

\$	CNTTYP	FILLOPT	FAMMG			
\$#	conttyp	fillopt	fammg	vx	xy	xz
	radvel	unused				
	5	1	1	0.000	0.000	0.000

0

\$	XO	YO	ZO	X1	Y1	Z1
\$#	xmin	ymin	zmin	xmax	ymax	zmax
	unused	unused	0	-75.00000	2.5	375
	15.00000	147.5000				

#### SOLID ELEMENT SET CARDS

\*SET\_SOLID  
PRESION CERCA DEL IMPACTO  
\$ SID



```
1
$ k1 k2 k3 k4 k5 k6 k7 k8
29813 28613 27413 28763 28608 28758 28603 0
*SET_SOLID
PRESION LEJOS DEL IMPACTO
$ SID
2
$ k1 k2 k3 k4 k5 k6 k7 k8
38649 39849 38629 38609 38650 37449 0 0
                                SET SEGMENT CARDS
*SET_SEGMENT
CARA SUPERIOR PARED DE ENTRADA
$ SID DA1 DA2 DA3 DA4
1 0 0 0 0
$ N1 N2 N3 N4 A1 A2 A3 A4
15228 15229 15226 15227 0 0 0 0
...
                                NODE SET CARDS
*SET_NODE_LIST
SIMETRÍA XZ TANQUE
$ SID DA1 DA2 DA3 DA4
1 0 0 0 0
$ NID1 NID2 NID3 NID4 NID5 NID6 NID7 NID8
4109 1519 1641 1642 1705 1737 1769 1801
...
*SET_NODE_LIST
SIMETRÍA YZ TANQUE
$ SID DA1 DA2 DA3 DA4
2 0 0 0 0
...
                                PART SET CARDS
*SET_PART_LIST
FLUIDOS
$ SID DA1 DA2 DA3 DA4
1 0 0 0 0
$ PID1 PID2 PID3 PID4 PID5 PID6 PID7 PID8
5 7 0 0 0 0 0 0
...
                                BOUNDARY SPC CARDS
*BOUNDARY_SPC_SET
SIMETRÍA XZ TANQUE
$ NSID CID DOFX DOFY DOFZ DOFRX DOFRY DOFRZ
1 0 1 0 1 0 1
*BOUNDARY_SPC_SET
SIMETRÍA YZ TANQUE
$ NSID CID DOFX DOFY DOFZ DOFRX DOFRY DOFRZ
2 1 0 0 0 1 1
...
                                CONSTRAINED LAGRANGE IN SOLID
```

```
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID
PROYECTIL-FLUIDOS
$ SLAVE MASTER SSTYP MSTYP NQUAD CTYPE DIREC MCOUP
9 1 1 0 5 4 2 1
$ START END PFAC FRIC FRCMIN NORM PNORM DAMP
0 1.0E+13 0.1 0 0 0 0 0
$ CQ HMIN HMAX ILEAK PLEAK
0 0 0 0 0.1
...

                                CONTACT CARDS

*CONTACT_AUTOMATIC_SURFACE_TO_SURFACE_ID
PROYECTIL-PARED DE ENTRADA
$ CID
1
$ SSID MSID SSTYP MSTYP SBOXIZ MBOXID SPR MPR
2 5 3 3 0 0 0 0
$ FS FD DC VC VDC PENCHK BT DT
0 0 0 0 0 0 0 1.0E+20
$ SFS SFM SST MST SFST SFMT FSF VSF
1 1 0 0 1 1 1 1
$ SOFT SOFSCL LCIDAB MAXPAR PENTOL DEPTH BSORT FRCFRQ
2 0.1 0 1.025 0 2 5 1
$ PENMAX THKOPT SHLTHK SNLOG ISYM i2d3d
0 0 0 0 0 0
...
```